

Journal of Space Science and Technology

JSSST

Vol.17, No.1, 2024

Print ISSN: 2008-4560

Online ISSN: 2423-4516

Physical Initial Flight Alignment for Stabilized Platform Inertial Navigation System Using State Feedback Seyed Ali Zahiripour	1
Development of an EKF Based Gyro Calibration Method for High-Precision Attitude Estimation Amir Labibian	11
Efficiency of the Least Squares Support Vector Regression in Local Modeling of the Ionosphere Total Electron Content and Comparison with Other Models Tania Mansour Fallah, Behzad Voosoghi, and Seyyed Reza Ghaffari-Razin	21
Increasing the Efficiency and Reliability of the High-Power Supply with the Application of TWTA Lamps Payman Mohammadi and Mehdi Alemi Rostami	37
Deploying of Space Technology Development Strategy Based on Developed Countries' Model Hadi Jalili	49
Cadmium Bioremoval from Water by Probiotics in Simulated Microgravity and Mars Gravity Maryam Salavatifar	63
Design and Fabrication of Planar Sub-Array for Satellite Data Transmission Directive Conformal Array Antenna Arian Zakiani, Seyyed Hasan Sedighy, and Razieh Narimani	71



**Journal of
Space Science and Technology**

Vol. 17, No. 1, 2024

**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

International E-Mail: 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

Physical Initial Flight Alignment for Stabilized Platform Inertial Navigation System Using State Feedback	1
Seyed Ali Zahiripour	
Development of an EKF Based Gyro Calibration Method for High-Precision Attitude Estimation....	11
Amir Labibian	
Efficiency of the Least Squares Support Vector Regression in Local Modeling of the Ionosphere Total Electron Content and Comparison with Other Models	21
Tania Mansour Fallah, Behzad Voosoghi, and Seyyed Reza Ghaffari-Razin	
Increasing the Efficiency and Reliability of the High-Power Supply with the Application of TWTA Lamps	37
Payman Mohammadi and Mehdi Alemi Rostami	
Deploying of Space Technology Development Strategy Based on Developed Countries' Model	49
Hadi Jalili	
Cadmium Bioremoval from Water by Probiotics in Simulated Microgravity and Mars Gravity	63
Maryam Salavatifar	
Design and Fabrication of Planar Sub-Array for Satellite Data Transmission Directive Conformal Array Antenna	71
Arian Zakiani, Seyyed Hasan Sedighy, and Razieh Narimani	

Original Research Paper

Physical Initial Flight Alignment for Stabilized Platform Inertial Navigation System Using State Feedback

Seyed Ali Zahiripour* 

Faculty of Electrical and Computer Engineering, University of Kashan, Kashan, Iran

ARTICLE INFO

Article History:

Received 01 June 2023

Revised 13 August 2023

Accepted 29 August 2023

Available Online 29 August 2023

Keywords:

Initial alignment

Navigation systems

Stable platform

Estimation

State feedback

ABSTRACT

This article presents a method for enhancing the accuracy of the initial alignment process of inertial navigation systems with a stabilized platform using state feedback control in flight mode. In the proposed method, a state feedback controller is designed utilizing stable platform deviation angles and sensor errors extracted via a Kalman filter. By verifying the system's observability and incorporating suitable flight maneuvers, the navigation error propagation equations are expressed as a time-invariant system, enabling the estimation of sensor angles and errors during the alignment phase. This lays the groundwork for state feedback design. Subsequently, considering the stable platform's motion equations and applying the principle of separation of observer and controller design, a state feedback controller is developed. Finally, simulation results demonstrate that the proposed method improves the accuracy of the alignment process and, consequently, enhances navigation accuracy compared to the conventional output feedback method.

*Corresponding Author's E-mail: zahiripour@kashanu.ac.ir

How to Cite this Article:

S. A. Zahiripour, "Physical initial flight alignment for stabilized platform inertial navigation system using state feedback," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 17, No. 1, pp. 1-10, 2024, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2024.1446>.



COPYRIGHTS

© 2024 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/).



ترازیابی اولیه سیستم ناوبری اینرسی با صفحه پایدار در مود پرواز به صورت فیزیکی از طریق فیدبک حالت

سیدعلی ظهیری پور*


استادیار، دانشکده مهندسی برق و کامپیوتر، دانشگاه کاشان، کاشان، ایران

چکیده

به منظور افزایش دقت فرایند ترازیابی اولیه سیستم‌های ناوبری اینرسی با صفحه پایدار، روشی از طریق کنترل فیدبک حالت در مود پرواز ارائه شده است. در روش ارائه شده، کنترل کننده فیدبک حالت، با استفاده از زوایای انحراف صفحه پایدار و خطای سنسورها که به کمک فیلتر کالمن استخراج می‌شود، طراحی شده است. برای انجام این کار، ضمن بررسی وضعیت مشاهده‌پذیری سیستم، با اضافه کردن مانورهای پروازی مناسب و بیان معادلات انتشار خطای ناوبری، به فرم یک سیستم تکه‌ای ثابت با زمان، امکان تخمین زوایا و خطاهای سنسورها در فاز ترازیابی میسر شده و زمینه برای طراحی فیدبک حالت فراهم شده است. سپس با در نظر گرفتن معادلات حرکت صفحه پایدار و استفاده از اصل جداپذیری طراحی رباتیک و کنترل کننده، یک کنترل کننده فیدبک حالت طراحی شده است. در انتها، نتایج شبیه‌سازی روش پیشنهادی، بیانگر افزایش دقت فرایند ترازیابی و به تبع آن افزایش دقت ناوبری، نسبت به روش متداول فیدبک خروجی است.

اطلاعات مقاله

تاریخچه مقاله:

دریافت ۱۱ خرداد ۱۴۰۲
بازنگری ۲۲ مرداد ۱۴۰۲
پذیرش ۷ شهریور ۱۴۰۲
اولین انتشار ۷ شهریور ۱۴۰۲

واژه‌های کلیدی:

ترازیابی اولیه
سیستم‌های ناوبری
صفحه پایدار
تخمین
فیدبک حالت

*پست الکترونیکی نویسنده مسئول: zahiripour@kashanu.ac.ir

How to Cite this Article:

S. A. Zahiripour, "Physical initial flight alignment for stabilized platform inertial navigation system using state feedback," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 17, No. 1, pp. 1-10, 2024, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2024.1446>.



COPYRIGHTS

© 2024 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/).



سنسورها بر یک دستگاه مرجع (ترازیابی فیزیکی)، از موضوعات مهم در محث ناوبری است که پژوهش‌های مختلفی را به خود اختصاص داده است. ترازیابی تحلیلی در سیستم‌های ناوبری متصل به بدنه [۳-۱] و دارای صفحه پایدار [۴، ۵] قابل استفاده است در حالی که ترازیابی فیزیکی می‌تواند در سیستم‌های ناوبری با صفحه پایدار به کار رود [۶-۸]. ترازیابی فیزیکی اگرچه نسبت به نوع تحلیلی به دلیل نیاز به طراحی یک سیستم کنترل، پیچیده‌تر است، ولی در عوض در فاز ناوبری با حذف یکی از عوامل ایجاد خطا، به بهبود دقت ناوبری منجر می‌شود.

فرایند ترازیابی، بسته به شرایط می‌تواند در هر دو مد ساکن [۹-۱۱] و متحرک [۱۲، ۱۳] انجام شود. در حالت سکون، در سیستم ناوبری بدون صفحه پایدار از خروجی ژيروسکوپ‌ها و شتاب‌سنج‌ها و در سیستم ناوبری اینرسی با صفحه پایدار از خروجی شتاب‌سنج‌ها به‌منظور ترازیابی اولیه استفاده می‌شود. برای انجام ترازیابی در حال حرکت، ضمن استفاده از اطلاعات سنسورهای اینرسی، اطلاعات یک سیستم کمک ناوبری مانند GPS نیز می‌تواند مفید باشد [۱۴].

در سیستم‌های ناوبری با صفحه پایدار، ترازیابی فیزیکی با میراسازی زوایای انحراف صفحه اتفاق می‌افتد [۸] که تحقیقات انجام شده در این حوزه به‌خصوص در مد پرواز محدود است [۱۵، ۱۶]. در یک نمونه از این تحقیقات از تفاضل سرعت‌های محاسبه شده سیستم ناوبری اینرسی و خروجی سیستم کمک ناوبری برای استخراج سیگنال کنترلی و تصحیح زوایای انحراف صفحه پایدار استفاده شده است. البته برای کاهش اثر نویز و خطای سنسورها، این تفاضل سرعت‌ها از فیلتر کالمن عبور داده شده و از تخمین آن توسط فیلتر کالمن برای ساخت سیگنال کنترل استفاده شده است [۱۵] در نمونه‌ای دیگر، محاسبه سیگنال کنترلی، مستقیماً از طریق فیلتراسیون خروجی شتاب‌سنج‌ها انجام گرفته است [۱۶]. در این مقاله به‌منظور بهبود کیفیت ترازیابی فیزیکی، از حالت‌های دیگر فرایند ترازیابی نیز در ساخت سیگنال کنترل استفاده می‌شود. به بیان دقیق‌تر، با تخمین خطای سنسورها و زوایای انحراف صفحه پایدار، ورودی کنترل مناسب برای اعمال به گشتاورساز ژيروسکوپ‌ها به‌منظور دوران صفحه پایدار و جبران فیزیکی انحراف آن استخراج می‌شود. برای انجام این کار، بررسی رؤیت‌پذیری این سیستم ضرورت پیدا می‌کند [۱۷، ۱۸]. نتایج تحلیل مشاهده‌پذیری معادلات انتشار خطای ناوبری در مد پرواز بیانگر این موضوع است که در یک مانور مشخص، فارغ از نوع مانور، نمی‌توان حالت‌های سیستم را به‌طور کامل از مشاهدات استخراج کرد و لذا چالش اصلی در طراحی کنترل‌کننده فیدبک حالت برای این سیستم، عدم مشاهده‌پذیری کامل متغیرهای حالت است.

برای عبور از این چالش، در این مقاله به کمک [۱۹] که مربوط به تحلیل مشاهده‌پذیری سیستم‌های تکه‌ای ثابت با زمان است، نشان

علائم و اختصارات

b_1	بایاس شتاب‌سنج اول
b_2	بایاس شتاب‌سنج دوم
b_3	بایاس شتاب‌سنج سوم
d_1	دریفت ژيروسکوپ اول
d_2	دریفت ژيروسکوپ دوم
d_3	دریفت ژيروسکوپ سوم
W_1	نویز سنسورها
W_2	تغییرات بایاس سنسورها
τ	ماتریس بازه همبستگی خطا
ω	سرعت دوران زمین
F_D	مؤلفه عمودی شتاب ظاهری
Z	بردار مشاهدات
v	خطای محاسبه سرعت ناوبری ماهواره‌ای
L	بهره فیلتر
v_N	مؤلفه شمالی سرعت
v_E	مؤلفه شرقی سرعت
v_D	مؤلفه عمودی سرعت
φ_N	مؤلفه اول انحراف صفحه
φ_E	مؤلفه دوم انحراف صفحه
φ_D	مؤلفه سوم انحراف صفحه
L	طول جغرافیایی
λ	عرض جغرافیایی
F_N	مؤلفه شمالی شتاب ظاهری
F_E	مؤلفه شمالی شتاب ظاهری

مقدمه

دقت ناوبری در سیستم‌های ناوبری اینرسی، به میزان زیادی به کیفیت فرایند ترازیابی (تنظیم) اولیه بستگی دارد. فرایند ترازیابی اولیه به معنای تعیین زوایای اولیه سمت و تراز سنسورهای اینرسی وسیله مورد نظر نسبت به دستگاه دیگر (ترازیابی تحلیلی) یا منطبق‌سازی دستگاه مختصات

$$x = \begin{bmatrix} v_N \\ v_E \\ v_D \\ \varphi_N \\ \varphi_E \\ \varphi_D \\ b_1 \\ b_2 \\ b_3 \\ d_1 \\ d_2 \\ d_3 \end{bmatrix} \quad (2)$$

که در آن v_N ، v_E و v_D به ترتیب مؤلفه‌های سرعت خطای ناوبری اینرسی در راستای شمالی، شرقی و عمودی، φ_N ، φ_E و φ_D به ترتیب مؤلفه‌های انحراف صفحه پایدار نسبت به دستگاه مختصات جغرافیایی، b_1 ، b_2 و b_3 به ترتیب بایاس شتاب‌سنج‌های سه محور، d_1 ، d_2 و d_3 به ترتیب دررفت ژيروسکوپ‌های سه محور و $W = \begin{bmatrix} W_{1(6 \times 1)} \\ W_{2(6 \times 1)} \end{bmatrix}$ بردار تصادفی نویز سفید، معرف نویز فرایند است. W_1 نویز سنسورها و W_2 مربوط به تغییرات بایاس سنسورهاست.

لازم به ذکر است که معادلات انتشار خطای INS در شکل دقیق خود غیرخطی هستند. اگر در بسط تیلور توابع، از تقریب مرتبه اول استفاده شود، مدل خطا در شکل تقریبی خود، خطی خواهد بود. در رابطه (۱)، ماتریس A به صورت زیر است:

$$A = \begin{bmatrix} \tilde{\Omega} & F & I & 0 \\ 0 & \Omega & 0 & I \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (3)$$

اگر بردار بایاس سنسورها و دررفت ژيروسکوپ‌ها را e بنامیم، با توجه به مدل انتشار خطا داریم:

$$\dot{e} = W_2$$

توضیح اینکه بایاس سنسورها و دررفت ژيروسکوپ‌ها، معمولاً یک فرایند تصادفی با فرکانس کوچک (تغییرات آهسته) به صورت زیر در نظر گرفته می‌شود:

$$\dot{e} = \tau^{-1}e + W_2$$

که در آن τ ماتریس قطری بازه زمانی همبستگی خطا و W_2 نویز سفید است.

به طور کلی به دلیل روند کند تغییرات بایاس سنسورها و دررفت ژيروسکوپ‌ها، درایه‌های ماتریس τ بزرگ است (حدود چند صد ثانیه). با توجه به کوتاه بودن فاز ترازیبایی (حدود چند ده ثانیه)، در این مقاله، مقادیر درایه‌ها بی‌نهایت در نظر گرفته شده است و لذا:

$$\dot{e} = W_2$$

داده‌ایم که اگر در فرایند ترازیبایی، ترکیبی از مانورهای پروازی استفاده شود، معادلات انتشار خطا با مشاهدات خطای سرعت‌ها، به طور کامل رؤیت‌پذیر شده و زمینه برای طراحی فیدبک حالت فراهم می‌شود.

با توجه به آنچه گفته شد، نقاط قوت پژوهش جاری در قیاس با گذشته به صورت خلاصه زیر بیان می‌شوند:

۱- ترازیبایی فیزیکی سیستم ناوبری اینرسی در مد پرواز انجام شده است که در مقایسه با تنظیم تحلیلی، منجر به حذف یک عامل ایجاد خطا و کاهش حجم محاسباتی در فاز بعد از ترازیبایی، یعنی ناوبری می‌شود.

۲- دقت ترازیبایی به صورت فیزیکی در مد پرواز، در قیاس با محدود تحقیقات گذشته در این حوزه بالاتر است.

۳- مانورهای مناسبی پیشنهاد شده که از طریق آن امکان تخمین زوایای انحراف صفحه پایدار و خطای سنسورها به وجود آید. در یک جمع‌بندی، نوآوری‌های این مقاله عبارت است از:

۱- تلفیق چند مانور و تعیین نوع و تعداد آن‌ها جهت رؤیت‌پذیر شدن کامل خطاهای الگوریتم ناوبری اینرسی

۲- طراحی کنترل‌کننده فیدبک حالت با معرفی سیگنال کنترل مجازی، استفاده از درجات آزادی موجود در طراحی، با هدف ساده‌شدن سیستم کنترل و ساده‌سازی سیستم کنترل با استفاده از قضیه دایره گرشگورین

پیکربندی مقاله به این صورت است که در بخش دوم، مدل خطای مناسبی برای سیستم ناوبری اینرسی با صفحه پایدار در مد پرواز ارائه می‌شود و در بخش سوم، مشاهده‌پذیری فرایند ترازیبایی اولیه در مانورهای مختلف مورد ارزیابی قرار می‌گیرد. در بخش چهارم طراحی کنترل‌کننده فیدبک حالت برای جبران انحراف صفحه پایدار انجام شده و نتایج شبیه‌سازی این طراحی در بخش پنجم ارائه شده است. سرانجام در بخش پایانی نتیجه‌گیری پژوهش جاری بیان شده است.

مدل خطای سیستم ناوبری در مد پرواز

به منظور بررسی کیفیت فرایند ترازیبایی فیزیکی اولیه در مد پرواز، مدل خطای مناسبی مورد نیاز است که نمونه متداول آن از مرجع [۲۰] استخراج شده است. در این مدل، دستگاه مختصات جغرافیایی به عنوان دستگاه مرجع تعریف می‌شود. مدل خطای INS با خطای افزوده شده سنسورها توسط ۱۲ متغیر حالت به صورت زیر بیان می‌شود:

$$\dot{x} = Ax + W \quad (1)$$

در رابطه فوق

تحلیل مشاهده‌پذیری فرایند توجیه اولیه

مانورهای پیشنهادی برای ترازیابی سیستم ناوبری در مد پروازی می‌تواند به صورت یک یا تلفیقی از موارد زیر باشد:

(۱) مانور در یک ارتفاع مشخص با سرعت ثابت که زیر ماتریس F در آن به صورت زیر است:

$$F = \begin{bmatrix} 0 & g & 0 \\ -g & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (11)$$

(۲) مانور در یک ارتفاع مشخص و دارای شتاب شمالی F_N

$$F = \begin{bmatrix} 0 & g & 0 \\ -g & 0 & -F_N \\ 0 & F_N & 0 \end{bmatrix} \quad (12)$$

(۳) مانور در یک ارتفاع مشخص و دارای شتاب شرقی F_E

$$F = \begin{bmatrix} 0 & g & F_E \\ -g & 0 & 0 \\ -F_E & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (13)$$

(۴) مانور در یک ارتفاع مشخص و دارای شتاب افقی (شتاب شمالی و شرقی ثابت)

$$F = \begin{bmatrix} 0 & g & F_E \\ -g & 0 & -F_N \\ -F_E & F_N & 0 \end{bmatrix} \quad (14)$$

(۵) مانور به سمت بالا با شتاب F_D

$$F = \begin{bmatrix} 0 & -F_D & 0 \\ F_D & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (15)$$

با توجه به روابط فوق اگر در فاز ترازیابی اولیه، تلفیقی از مانورهای ذکر شده استفاده شود، از یک مانور به مانور بعدی، زیر ماتریس F تغییر کرده و به دلیل کوتاه بودن فرایند ترازیابی (در حدود چند ده ثانیه)، سایر زیرماتریس‌ها تقریباً ثابت خواهند بود؛ بنابراین، سیستم حاصل، به صورت یک سیستم تکه‌ای ثابت با زمان قابل مدل‌سازی است که روش بررسی مشاهده‌پذیری چنین سیستم‌هایی در [۱۹] بیان شده است. برای رؤیت‌پذیری کامل این سیستم، کافی است رتبه ماتریس زیر کامل باشد:

$$Q_S = \begin{bmatrix} Q_1 \\ Q_2 \\ \dots \\ Q_i \end{bmatrix} \quad (16)$$

که در آن، Q_i معرف ماتریس رؤیت‌پذیری تکه λ_m (مانور λ_m) است. به بیان دیگر:

در ماتریس حالت A ، زیر ماتریس پادمقارن $\tilde{\Omega}$ به صورت زیر است:

$$\tilde{\Omega} = \begin{bmatrix} 0 & \tilde{\Omega}_D & -\tilde{\Omega}_E \\ -\tilde{\Omega}_D & 0 & \tilde{\Omega}_N \\ \tilde{\Omega}_E & -\tilde{\Omega}_N & 0 \end{bmatrix} \quad (4)$$

که در آن:

$$\begin{aligned} \tilde{\Omega}_E &= -(2\omega + \lambda)\sin L \\ \tilde{\Omega}_N &= (2\omega + \lambda)\cos L \\ \tilde{\Omega}_D &= -\dot{L} \end{aligned} \quad (5)$$

در رابطه (۵)، ω سرعت دوران زمین و λ و L به ترتیب طول و عرض جغرافیایی وسیله پرنده می‌باشند.

در ماتریس حالت A ، زیر ماتریس پادمقارن Ω به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$\Omega = \begin{bmatrix} 0 & \Omega_D & -\Omega_E \\ -\Omega_D & 0 & \Omega_N \\ \Omega_E & -\Omega_N & 0 \end{bmatrix} \quad (6)$$

که در آن:

$$\begin{aligned} \Omega_D &= -(\omega + \lambda)\sin L \\ \Omega_N &= (\omega + \lambda)\cos L \\ \Omega_D &= -\dot{L} \end{aligned} \quad (7)$$

و سرانجام ماتریس F به صورت زیر است:

$$F = \begin{bmatrix} 0 & -F_D & F_E \\ F_D & 0 & -F_N \\ -F_E & F_N & 0 \end{bmatrix} \quad (8)$$

که در آن F_D ، F_E ، F_N مؤلفه‌های شمالی، شرقی و عمودی شتاب ظاهری وسیله پرنده است.

در اینجا، مشاهدات، تفاضل سه مؤلفه سرعت محاسبه شده توسط الگوریتم ناوبری اینرسی و سرعت محاسبه شده توسط سیستم کمک ناوبری (در اینجا سیستم ناوبری ماهواره‌ای) است. به بیان دیگر، مشاهدات، مرتبط با سه متغیر حالت اول، در مدل خطای (۱) هستند. بنابراین می‌توان نوشت:

$$Z = Cx + v \quad (9)$$

$$C = [I \quad 0] \quad (10)$$

که در آن I ماتریس واحد مرتبه سه و 0 ماتریس صفر با ابعاد 3×9 است. در رابطه (۹)، Z بردار مشاهدات است و v بردار خطای محاسبه سرعت در سیستم ناوبری ماهواره‌ای است.

در رابطه (۲۳)، Q ماتریس کوواریانس نویز فرایند (خطای سنسورهای اینرسی) و R ماتریس کوواریانس نویز مشاهدات (خطای سیستم کمک ناوبری) است.

طراحی کنترل کننده فیدبک حالت

با توجه به اصل جداپذیری طراحی کنترل کننده و رویتگر [۲۱]، در این بخش فرایند طراحی کنترل کننده فیدبک حالت به صورت جدای از رویتگر تشریح می شود.

با توجه به آن که هدف فرایند ترازبایی اولیه، از بین بردن انحراف صفحه پایدار نسبت به دستگاه مرجع NED است، با استفاده از رابطه (۱) معادلات خطای وضعیت صفحه پایدار را می توان به صورت زیر نوشت:

$$\dot{\varphi} = \Omega\varphi + d \quad (24)$$

که در آن

$$\begin{aligned} \varphi &= [\varphi_N \quad \varphi_E \quad \varphi_D]^T \\ d &= [d_1 \quad d_2 \quad d_3]^T \end{aligned} \quad (25)$$

حال اگر از گشتاورساز ژيروسکوپ برای کنترل صفحه پایدار استفاده شود، معادلات خطا، به صورت زیر در می آید:

$$\dot{\varphi} = \Omega\varphi + d + u \quad (26)$$

که در آن u بردار فرمان سرعت زاویه ای (ورودی کنترل) صفحه پایدار نسبت به دستگاه جغرافیایی است که توسط گشتاورساز ژيروسکوپها حول سه محور به سخت افزار بلوک ناوبری اعمال می شود. رابطه (۲۶) به صورت زیر قابل بازنویسی است:

$$\dot{\varphi} = \Omega\varphi + \tilde{u} \quad (27)$$

که در آن \tilde{u} ورودی کنترل مجازی بوده و به صورت زیر قابل بیان است:

$$\tilde{u} = u + d \quad (28)$$

با توجه به وجود سه ورودی کنترلی برای کنترل زوایای صفحه، درجه آزادی مناسبی برای انتخاب بهره فیدبک حالت K در قانون کنترل $\tilde{u} = -K\varphi$ وجود دارد. مثلاً با انتخاب

$$K = \Omega + \begin{bmatrix} k_1 & 0 & 0 \\ 0 & k_2 & 0 \\ 0 & 0 & k_3 \end{bmatrix} \quad (29)$$

$$= \begin{bmatrix} k_1 & \Omega_D & -\Omega_E \\ -\Omega_D & k_2 & \Omega_N \\ \Omega_E & -\Omega_N & k_3 \end{bmatrix}$$

که در آن k_i ها مقادیر مثبتی باشند، در سیستم حلقه بسته خواهیم داشت:

$$Q_i = [C^T \quad (CA_i)^T \quad (CA_i^2)^T \quad \dots \quad (CA_i^{11})^T] \quad (17)$$

با توجه به آنچه گفته شد، در صورتی که صرفاً از یک مانور استفاده شود، فارغ از نوع مانور، با یک سیستم خطی تغییرناپذیر با زمان مواجه خواهیم بود که بررسی رویت پذیری آن ساده است. در این حالت خواهیم داشت:

$$Q_S = Q_1 \Rightarrow Rank(Q_S) = 9 \quad (18)$$

که بیانگر آن است که سیستم رویت پذیر کامل نیست. در صورتی که از دو مانور اشاره شده در بالا استفاده شود، فارغ از نوع و اولویت استفاده از آن ها، خواهیم داشت:

$$Q_S = \begin{bmatrix} Q_1 \\ Q_2 \end{bmatrix} \Rightarrow Rank(Q_S) = 11 \quad (19)$$

که علی رغم افزایش مرتبه ماتریس رویت پذیری، بیانگر آن است که سیستم، رویت پذیر کامل نیست.

در صورتی که از سه مانور اشاره شده در بالا استفاده شود، فارغ از نوع و اولویت استفاده از آن ها، خواهیم داشت:

$$Q_S = \begin{bmatrix} Q_1 \\ Q_2 \\ Q_3 \end{bmatrix} \Rightarrow Rank(Q_S) = 12 \quad (20)$$

که بیانگر آن است که سیستم رویت پذیر کامل است.

بنابراین، در شرایط استفاده از سه مانور از مانورهای (۱۱)، (۱۲)، (۱۳)، (۱۴) و (۱۵)، فارغ از نوع و اولویت انجام آن ها، تخمین حالت های سیستم به خصوص زوایای انحراف صفحه و بایاس شتاب سنج ها و دریافت ژيروسکوپها توسط یک رویتگر مناسب امکان پذیر است که در این مقاله از فیلتر کالمن برای تخمین حالت ها استفاده شده است. معادله مربوط به تخمین حالت با استفاده از این فیلتر به صورت زیر است:

$$\hat{x} = A\hat{x} + Bu + L(y - C\hat{x}) \quad (21)$$

در رابطه فوق L بهره فیلتر است و به صورت زیر محاسبه می شود:

$$L = PC^T R^{-1} \quad (22)$$

که در آن P ماتریس کوواریانس حالت ها بوده و قانون به روزرسانی آن به صورت زیر است:

$$\begin{aligned} \frac{dP}{dt} &= AP + PA^T + Q - PC^T R^{-1} CP \\ P(t_0) &= P_0 \end{aligned} \quad (23)$$

شبیه‌سازی

شبیه‌سازی برای ترازیابی در مود پرواز با انجام مانورهای ۱، ۲ و ۳ اشاره شده در متن مقاله و به همین ترتیب گفته شده و هر یک به مدت ۵ ثانیه صورت گرفته است. سایر پارامترها به صورت زیر مقداردهی شده‌اند:

$$F_N = F_E = 0.05g$$

$$P_0 = \text{diag} \left\{ 10^{-6}, 10^{-6}, 10^{-6}, 10^{-4}, 10^{-4}, 10^{-4}, 10^{-6}, 10^{-6}, 10^{-6}, 10^{-10}, 10^{-10}, 10^{-10} \right\}$$

$$Q = \text{diag} \left\{ 10^{-7}, 10^{-7}, 10^{-7}, 10^{-17}, 10^{-17}, 10^{-17}, 10^{-5}, 10^{-5}, 10^{-5}, 10^{-13}, 10^{-13}, 10^{-13} \right\}$$

$$R = \text{diag} \{ 2 \times 10^{-3}, 2 \times 10^{-3}, 2 \times 10^{-3} \}$$

$$\omega = 15^\circ/h$$

$$\lambda = 32^\circ, \quad L = 53^\circ$$

در ضمن از تغییرات طول و عرض جغرافیایی با توجه به کوتاه بودن فاز ترازیابی، صرف نظر شده است. همچنین با توجه به اینکه $m \ll 1$ ، مقادیر k_i ها برابر ۱ در نظر گرفته شده‌اند.

روش متداول ترازیابی فیزیکی در مود پرواز، که مبتنی بر فیدبک خروجی است، صرفاً اطلاعات مربوط به سرعت‌ها یعنی تفاضل سرعت محاسبه شده توسط الگوریتم ناوبری اینرسی و سرعت محاسبه شده توسط سیستم کمک ناوبری را برای ساخت سیگنال کنترل استفاده می‌کند و از سایر متغیرهای حالت مثلاً خطاهای محاسبه وضعیت و دریافت ژيروسکوپ‌ها فیدبک نمی‌گیرد. با توجه به اطلاعات ارزشمندی که در این متغیرها وجود دارد، پیشنهاد پژوهش جاری این بوده است که بعد از تخمین این متغیرها از آن‌ها در شکل‌دهی سیگنال کنترل استفاده شود.

برای شبیه‌سازی روش متداولی که با فیدبک از خطای سرعت‌ها کار می‌کند از روابط و مقادیر مندرج در مرجع [۱۵] استفاده شده است. شکل ۲، دو روش کنترل زوایای انحراف صفحه را در فرایند ترازیابی مقایسه می‌کند. همان‌طور که نمودارهای شکل ۲ نشان می‌دهد، روش پیشنهادی با دقت و سرعت مناسب‌تری صفحه‌پایدار را با دستگاه جغرافیایی منطبق کرده است. روش دیگر اگرچه انحراف صفحه نسبت به افق را کمی کاهش داده (نمودارهای اول و دوم در شکل ۲)، در قیاس

$$\begin{aligned} \dot{\varphi} &= \Omega\varphi + \tilde{u} = \Omega\varphi - \left\{ \Omega + \begin{bmatrix} k_1 & 0 & 0 \\ 0 & k_2 & 0 \\ 0 & 0 & k_3 \end{bmatrix} \right\} \varphi \\ &= - \begin{bmatrix} k_1 & 0 & 0 \\ 0 & k_2 & 0 \\ 0 & 0 & k_3 \end{bmatrix} \varphi \end{aligned} \quad (30)$$

به این معنا که مقادیر ویژه سیستم حلقه بسته $-k_i$ خواهند بود که نشان می‌دهد انحراف صفحه پایدار بعد از گذشت زمانی از بین می‌رود. برای پیاده‌سازی ساده‌تر این کنترل‌کننده و با توجه به کوچک بودن درایه‌های ماتریس Ω ، با فرض آن‌که m کران بالایی برای اندازه درایه‌های Ω باشد، با انتخاب بهره فیدبک حالت به صورت:

$$K_0 = \begin{bmatrix} k_1 & 0 & 0 \\ 0 & k_2 & 0 \\ 0 & 0 & k_3 \end{bmatrix} \quad (31)$$

که در آن $k_i \gg 2m$ ، مقادیر ویژه سیستم حلقه بسته تقریباً همان k_i ها خواهند بود، زیرا با استفاده از قضیه دایره گرگورین [۲۲] داریم:

$$|\lambda_i(\Omega - K_0) + k_i| \leq 2m \quad (32)$$

و با توجه به اینکه $k_i \gg 2m$ خواهیم داشت:

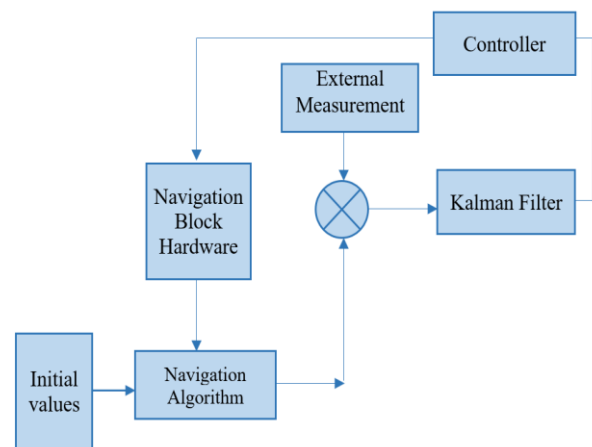
$$\lambda_i(\Omega - K_0) \approx -k_i \quad (33)$$

بنابراین، ورودی کنترل اصلی عبارت است از:

$$u = \tilde{u} - d = -K_0\varphi - d \quad (34)$$

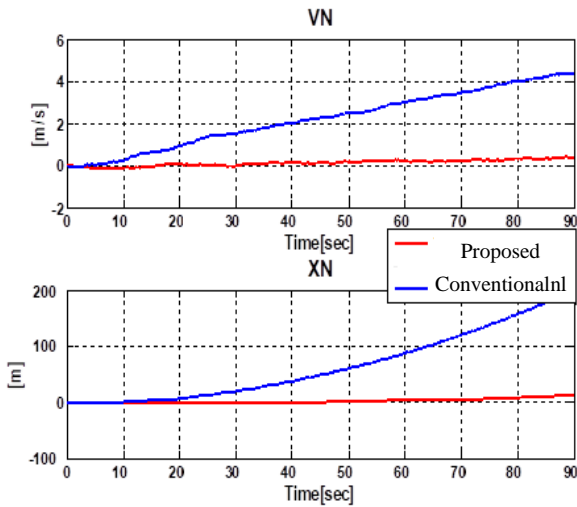
بلوک دیاگرام روش ترازیابی فیزیکی پیشنهادی در مود پرواز در

شکل ۱ رسم شده است.



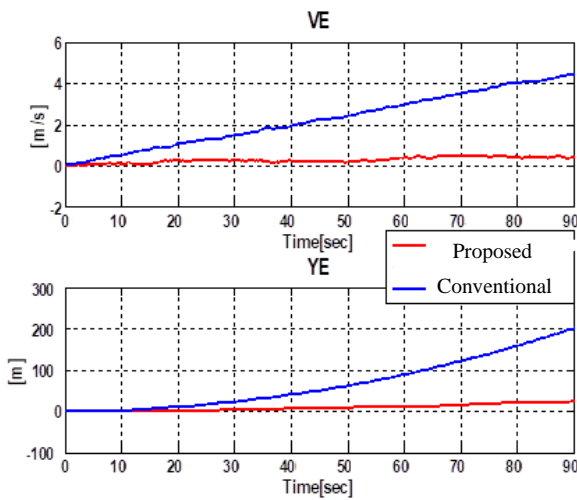
شکل ۱- بلوک دیاگرام روش پیشنهادی.

Fig. 1. Block diagram of the proposed method.



شکل ۳- خطای سرعت و موقعیت الگوریتم ناوبری اینرسی در کانال شمالی.

Fig. 3. Velocity and position error of the inertial navigation algorithm in northern canal.



شکل ۴- خطای سرعت و موقعیت الگوریتم ناوبری اینرسی در کانال شرقی.

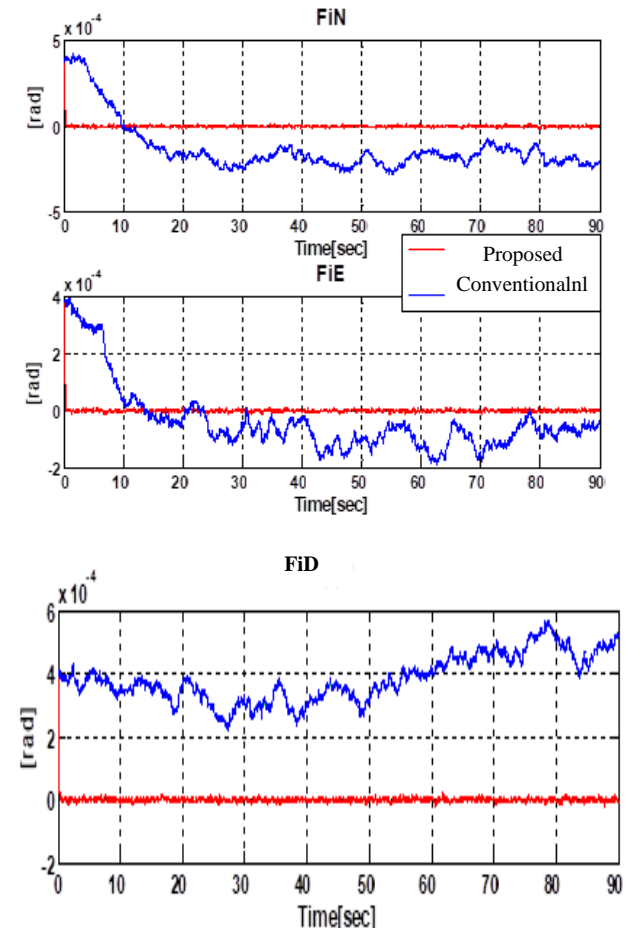
Fig. 4. Velocity and position error of the inertial navigation algorithm in eastern canal.

نتیجه گیری

در این مقاله به منظور افزایش دقت ترازایی در سیستم‌های ناوبری اینرسی با صفحه پایدار در مود پرواز از کنترل فیدبک حالت برای میراسازی زوایای انحراف صفحه پایدار استفاده شد. ورودی کنترلی بر مبنای انحراف زوایای صفحه که توسط فیلتر کالمن تخمین زده می‌شود، طراحی شد. قابلیت تخمین زوایای انحراف صفحه از طریق

با روش پیشنهادی دقت و سرعت کمتری دارد. در ضمن همان‌طور که مشخص است، روش دیگر در کاهش انحراف آزمایشات صفحه موفق عمل نکرده است. (نمودار سوم شکل ۲)

برای آنکه اثر ترازایی دقیق و سریع صفحه پایدار را در افزایش دقت ناوبری نشان دهیم، نمودارهای مربوط به خطای سرعت و موقعیت (متناسب با طول و عرض جغرافیایی) الگوریتم ناوبری نیز در شکل‌های ۳ و ۴ رسم شده است. همان‌طور که این شکل‌ها نشان می‌دهد، روش پیشنهادی به دلیل منطبق‌سازی دقیق‌تر صفحه پایدار به دستگاه جغرافیایی و از بین بردن یکی از عوامل ایجاد خطای ناوبری، نسبت به روش متداول، خطای ناوبری کمتری را ثبت کرده است.



شکل ۲- زوایای انحراف صفحه پایدار نسبت به دستگاه جغرافیایی حول سه محور.

Fig. 2. Stabilized platform deviation angles with respect to the geographic coordinate system in three axes.

Xuebao/Journal of Astronautics, vol. 38, no. 6, pp. 612-620, 2017.

- [8] M. A. Massoumnia and R. Rezaii-Far, "Stable platform initial alignment using state feedback controllers," in *First IEEE Conference on Control Applications (CCA)*, Dayton, OH, USA, 1992, vol. 1, pp. 326-329, <https://doi.org/10.1109/CCA.1992.269855>.
- [9] T. Du, C. Tian, J. Yang, S. Wang, X. Liu, and L. Guo, "An autonomous initial alignment and observability analysis for SINS with bio-inspired polarized skylight sensors," *IEEE Sensors Journal*, vol. 20, no. 14, pp. 7941-7956, 2020, <https://doi.org/10.1109/JSEN.2020.2981171>.
- [10] F. O. Silva, W. C. Leite Filho, and E. M. Hemerly, "Design of a stationary self-alignment algorithm for strapdown inertial navigation systems," *IFAC-PapersOnLine*, vol. 48, no. 9, pp. 55-60, 2015, <https://doi.org/10.1016/j.ifacol.2015.08.059>.
- [11] M. Fathi, A. Mohammadi, and N. Ghahramani, "INS alignment improvement using rest heading and zero-velocity updates," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 8, no. 4, pp. 45-51, 2016, (in Persian).
- [12] S. Cao, H. Gao, and J. You, "In-flight alignment of integrated SINS/GPS/polarization/geomagnetic navigation system based on federal UKF," *Sensors*, vol. 22, no. 16, 2022, Art. no. 5985, <https://doi.org/10.3390/s22165985>.
- [13] W. Chen, Z. Yang, S. Gu, Y. Wang, and Y. Tang, "Adaptive transfer alignment method based on the observability analysis for airborne pod strapdown inertial navigation system," *Scientific Reports*, vol. 12, 2022, Art. no. 946, <https://doi.org/10.1038/s41598-021-04732-4>.
- [14] Z. Lu *et al.*, "A new in-flight alignment method with an application to the low-cost SINS/GPS integrated navigation system," *Sensors*, vol. 20, no. 2, 2020, Art. no. 512, <https://doi.org/10.3390/s20020512>.
- [15] N. Kuzovkov and O. Salychev, *Inertial Navigation and Optimal Filtration*, Mashinostroenie, 1982, (in Russian).
- [16] V. Meleshko, *Inertial Navigation Systems: Initial Exhibition*, Korniyuchuk, 1999, (in Russian).
- [17] I. Y. Bar-Itzhack and B. Porat, "Azimuth observability enhancement during inertial navigation system in-flight alignment," *Journal of Guidance and Control*, vol. 3, no. 4, pp. 337-344, 1980, <https://doi.org/10.2514/3.55999>.
- [18] J. H. Dambeck, "Observability and controllability analysis for a strapdown inertial navigation system," in *3rd International Workshop on High Precision Navigation*, University of Stuttgart, Bonn, 1995.
- [19] I. Y. Bar-Itzhack and N. Berman, "Control theoretic approach to inertial navigation systems," *Journal of*

ایجاد یک مانور تلفیقی مناسب با استفاده از نظریه رؤیت‌پذیری سیستم‌های تکه‌ای ثابت با زمان، تضمین شد. خطای ترازیابی در روش ارائه شده، به دلیل آن که در ساخت ورودی کنترل به جای استفاده از خطای سرعت‌ها، از زوایای انحراف صفحه پایدار و دریافت ژيروسکوپ‌ها استفاده شد، نسبت به روش قبلی که مستقیماً خطای سرعت‌ها را به گشتاورساز بلوک ناوبری اعمال می‌کرد، کمتر بود و به تبع آن دقت ناوبری به طور محسوسی افزایش یافت.

تعارض منافع

هیچگونه تعارض منافع توسط نویسنده بیان نشده است.

مراجع

- [1] J. Tang, H. Bian, H. Ma, and R. Wang, "One-step initial alignment algorithm for SINS in the ECI frame based on the inertial attitude measurement of the CNS," *Sensors*, vol. 22, no. 14, 2022, Art. no. 5123, <https://doi.org/10.3390/s22145123>.
- [2] L. Chang, J. Li, and S. Chen, "Initial alignment by attitude estimation for strapdown inertial navigation systems," *IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement*, vol. 64, no. 3, pp. 784-794, 2014, <https://doi.org/10.1109/TIM.2014.2355652>.
- [3] R. Ghasrizadeh and A. Nikkhah, "Improve coarse alignment in inertial navigation system by the method of identification the Kalman filter matrix," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 13, no. 4, pp. 81-90, 2020, (in Persian), <https://doi.org/10.30699/jsst.2021.1213>.
- [4] W. Zhao, L. Zhou, and G. Song, "A study on alignment of analytic space stable inertial navigation system," in *26th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems (ICINS)*, Petersburg, Russia, 2019, pp. 1-6, <https://doi.org/10.23919/ICINS.2019.8769359>.
- [5] S. Wang, Q. Xu, M. Liu, Y. Tang, and R. Lin, "Initial alignment algorithm for platform inertial navigation system based on fuzzy Kalman filter," in *IEEE CSAA Guidance, Navigation and Control Conference (CGNCC)*, Xiamen, China, 2018, pp. 1-4, <https://doi.org/10.1109/GNCC42960.2018.9019079>.
- [6] S. SalehiAmiri, A. Nikkhah, and H. Nobahari, "Extracting the non-observable states in alignment & calibration process for gimbaled inertial navigation systems," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 7, no. 3, pp. 1-8, 2014, (in Persian).
- [7] Z. J. Ding, H. Zhou, S. F. Zhang, H. B. Yang, and H. Cai, "Initial self-alignment method for inertial platform on a stationary base," *Yuhang*

- [21] D. G. Luenberger, *Introduction to Dynamic Systems: Theory, Models, and Applications : Theory, Models, and Applications*, New York: John Wiley and Sons, 1979.
- [22] G. Strang, *Linear Algebra and its Applications*, New York: Academic Press, 1980.

- Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 11, no. 3, pp. 237-245, 1988, <https://doi.org/10.2514/3.20299>.
- [20] D. Goshen-Meskin and I. Y. Bar-Itzhack, "Observability analysis of piece-wise constant systems. II. application to inertial navigation in-flight alignment (military applications)," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 28, no. 4, pp. 1068-1075, 1992, <https://doi.org/10.1109/7.165368>.

Original Research Paper

Development of an EKF Based Gyro Calibration Method for High-Precision Attitude Estimation

Amir Labibian* 

Satellite Research Institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran

ARTICLE INFO**Article History:**

Received 23 August 2023

Revised 04 October 2023

Accepted 18 October 2023

Available Online 18 October 2023

Keywords:

Gyro calibration

EKF

High-precision attitude estimation

Quaternion feedback

Remote sensing satellites

ABSTRACT

In high-resolution remote sensing satellites, achieving stability and meeting stringent pointing requirements are crucial for mission success. Accurate gyroscopes are employed as primary attitude sensors to ensure this stability. However, gyroscope data must be calibrated at appropriate intervals to maintain high attitude estimation accuracy and prevent drift over time. This research investigates an extended Kalman filter (EKF)-based approach for gyro calibration, aiming to enhance the precision and reliability of attitude estimation. Initially, a comprehensive model that includes the main gyro parameters—such as biases, scale factors, and misalignments—is proposed. This model is the foundation for developing an EKF-based algorithm designed to estimate and correct these gyro parameters dynamically. Following this, the study implements a multiplicative quaternion extended Kalman filter (MQEKF), which utilizes star sensor data as inputs to improve the accuracy of attitude estimation further. A quaternion feedback controller is implemented to evaluate the effectiveness of the proposed gyro calibration method within the attitude control loop. The simulation results demonstrate that the satellite's stability and pointing are maintained with accuracies better than $0.005^\circ/s$ in angular velocity and 0.15° in angular positioning. These results highlight the method's potential to significantly benefit missions with tight control requirements significantly, providing enhanced performance and reliability in high-precision space applications. This approach offers a robust solution for improving satellite mission outcomes where precise attitude control is essential.

*Corresponding Author's E-mail: a.labibian@gmail.com**How to Cite this Article:**A. Labibian, "Development of an EKF based gyro calibration method for high-precision attitude estimation," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 17, No. 1, pp. 11-20, 2024, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2024.1457>.**COPYRIGHTS**© 2024 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/).

مقاله پژوهشی

توسعه روش کالیبراسیون ژایروسکوپ مبتنی بر فیلتر کالمن توسعه یافته جهت تخمین وضعیت دقیق

امیر لیبیان*

استادیار، پژوهشکده سامانه‌های ماهواره، پژوهشگاه فضایی ایران، تهران، ایران

چکیده

اطلاعات مقاله

در ماهواره‌های سنجشی با تفکیک مکانی بالا، حفظ الزامات پایداری و نشانه روی برای موفقیت مأموریت حیاتی است. بدین جهت، معمولاً از ژایروسکوپ‌های بسیار دقیق به عنوان یکی از سنسورهای اصلی تعیین وضعیت استفاده می‌شود. در این راستا، به منظور جلوگیری از کاهش دقت تخمین وضعیت داده‌های ژایروسکوپ باید در فواصل زمانی مناسبی کالیبره شوند. در این پژوهش، رویکرد مبتنی بر فیلتر کالمن توسعه یافته جهت کالیبراسیون ژایروسکوپ مورد بررسی قرار گرفته است. بنابراین، نخست، مدلی که در بردارنده پارامترهای اصلی ژایرو شامل بایاس‌ها، ضرایب مقیاس و عدم همراستایی هاست معرفی می‌شود. در ادامه، الگوریتمی مبتنی بر فیلتر کالمن توسعه یافته جهت تخمین پارامترهای ژایرو ارائه می‌شود. سپس، از یک فیلتر کالمن توسعه یافته مبتنی بر کواترنیون ضربی به همراه داده‌های سنسور ستاره جهت تخمین وضعیت بهره گرفته می‌شود. در انتها برای ارزیابی عملکرد کالیبراسیون در حلقه کنترل وضعیت، کنترل کننده‌ای مبتنی بر بازخورد کواترنیون طراحی و به کار گرفته شده است. نتایج به دست آمده از حلقه کنترل وضعیت، دقت پایداری 0.005 درجه بر ثانیه و دقت نشانه روی 0.15 درجه را نشان می‌دهد که بیانگر کارایی روش ارائه شده در مأموریت‌هایی با الزامات کنترلی سختگیرانه است.

تاریخچه مقاله:

دریافت ۱ شهریور ۱۴۰۲
بازنگری ۱۲ مهر ۱۴۰۲
پذیرش ۲۶ مهر ۱۴۰۲
اولین انتشار ۲۶ مهر ۱۴۰۲

واژه‌های کلیدی:

کالیبراسیون ژایرو
فیلتر کالمن توسعه یافته
تخمین وضعیت دقیق
بازخورد کواترنیون
ماهواره‌های سنجشی

*پست الکترونیکی نویسنده مسئول: a.labibian@gmail.com

How to Cite this Article:

A. Labibian, "Development of an EKF based gyro calibration method for high-precision attitude estimation," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 17, No. 1, pp. 11-20, 2024, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2024.1457>.



COPYRIGHTS

© 2024 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

A	ماتریس دوران
F	ماتریس حالت سیستم
H	ماتریس حساسیت
K	بهره فیلتر
P	ماتریس کوواریانس سیستم
Q	ماتریس کوواریانس نویز فرآیند
R	ماتریس کوواریانس نویز اندازه‌گیری
b	بردار در دستگاه بدنی
q	کوآترینیون
r	بردار در دستگاه مرجع
s	ضریب مقیاس
v	نویز اندازه‌گیری
w	نویز فرآیند
y	بردار اندازه‌گیری
β	بایاس
ω	سرعت زاویه‌ای

مقدمه

مسئله تعیین/تخمین وضعیت از موضوعات کلیدی در اکثر ماموریت‌های فضایی است. به‌طور خاص این مسئله در ماهواره‌های سنجشی از اهمیتی ویژه برخوردار است. در این ماهواره‌ها ترکیب‌های متفاوتی از سنسورهای تعیین وضعیت مانند سنسور خورشید، مغناطیس‌سنج، سنسور ستاره و ژایروسکوپ به‌کار گرفته شده‌اند [۱-۴]. انتخاب سنسورها معمولاً با توجه به دقت مورد نیاز جهت نشانه‌رویی و حفظ پایداری انجام می‌شود. برای ماموریت‌هایی با تفکیک مکانی بالا، حفظ الزامات نشانه‌رویی و پایداری حیاتی است. برای این منظور عموماً از سنسورهای تعیین وضعیت بسیار دقیق مانند سنسور ستاره و ژایروسکوپ‌های با تکنولوژی‌های پیشرفته استفاده می‌شود [۵، ۶].

از سوی دیگر، بر مبنای دقت تخمین وضعیت مورد نیاز، الگوریتم‌های متفاوتی جهت پیاده‌سازی نرم‌افزاری مورد استفاده قرار

گرفته‌اند. فیلتر کالمن توسعه یافته (EKF) از رایج‌ترین فیلترهای غیرخطی است که در کاربردهای عملی به‌طور گسترده مورد استفاده قرار گرفته است. در ساختار فیلتر کالمن توسعه یافته، معادلات غیرخطی وضعیت در فرایند تخمین به‌کار گرفته می‌شوند و حالت‌های تخمین زده شده به‌صورت بازگشتی با استفاده از داده‌های اندازه‌گیری روزرسانی می‌شوند [۷-۹]. نسخه دیگری از فیلتر کالمن توسعه یافته که بر مبنای خطای ضربی توسعه داده شده و از منظر محاسباتی ارتقا یافته است، در مواردی که دقت تخمین وضعیت بالا مورد نیاز است به‌کار گرفته شده است [۱۰، ۱۱]. همچنین، فیلترهای کالمن خنثی^۲ [۱۲-۱۴] و فیلترهای ذره‌ای^۳ [۱۵، ۱۶]. که در دسته فیلترهای مبتنی بر نمونه و غیرخطی قرار می‌گیرند، جهت تخمین وضعیت در مواردی که معادلات سیستم و اندازه‌گیری دارای مرتبه بالای غیرخطی بودن است به‌کار گرفته شده‌اند.

به‌منظور حفظ دقت نشانه‌رویی و پایداری در ماهواره‌های سنجی لازم است تا کالیبراسیون ژایروسکوپ‌ها به طریق مقتضی انجام شود. برای این منظور می‌توان از روش‌های مبتنی بر فیلترینگ [۱۷] یا دسته‌ای [۱۸] استفاده کرد. در این پژوهش، از یک فرایند دسته‌ای مبتنی بر هموارسازی^۴ استفاده می‌شود. جهت کالیبراسیون یک ژایروسکوپ سه محوره، عموماً^۳ پارامتر بایاس به همراه یک ماتریس 3×3 که شامل ۳ ضریب مقیاس و ۶ پارامتر عدم همراستایی است بهره گرفته می‌شود [۱۹]. بایاس به‌عنوان یک اختلاف ثابت در اندازه‌گیری مطرح است. اما در عمل این اختلاف ثابت نمی‌ماند و عموماً با یک فرایند تصادفی مدل‌سازی می‌شود. در این بررسی، ساختاری شامل ۱۵ متغیر حالت جهت تخمین وضعیت و پارامترهای کالیبراسیون ژایرو توسعه داده شده است. در این راستا، داده‌های سنسور ستاره به‌عنوان اندازه‌گیری در نظر گرفته شده و مورد استفاده قرار می‌گیرند.

در این مقاله، در ابتدا توسعه الگوریتم کالیبراسیون ژایرو مبتنی بر فیلتر کالمن توسعه یافته آمده است. سپس، ساختار فیلتر کالمن توسعه یافته ضربی^۵ (MEKF) جهت تخمین وضعیت مورد مطالعه و بررسی قرار گرفته است. در ادامه بر مبنای داده‌های ژایروسکوپ و سنسور ستاره، نتایج حاصل از پیاده‌سازی کالیبراسیون ژایروسکوپ و تخمین وضعیت مورد تحلیل و بررسی قرار گرفته است. سپس، جهت بررسی عملکرد کالیبراسیون در حلقه کنترل وضعیت، طراحی کنترل‌کننده مبتنی بر بازخورد کوآترینیون انجام شده است. در انتها نتیجه‌گیری و جمع‌بندی کار ارائه شده است.

4. Smoothing

5. Multiplicative Extended Kalman Filter

1. Extended Kalman Filter

2. Unscented Kalman Filters

3. Particle Filters

$$F(t) = \begin{bmatrix} -[\hat{\omega}(t) \times] & -(I_3 - \hat{S}) \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \end{bmatrix} \quad (9)$$

$$\text{diag}(\omega - \hat{\beta}) \quad -\hat{U} \quad -\hat{L} \begin{bmatrix} 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \end{bmatrix}$$

در رابطه فوق \hat{U} و \hat{L} به صورت زیر خواهند بود:

$$\hat{U} = \begin{bmatrix} \omega_2 - \hat{\beta}_2 & \omega_3 - \hat{\beta}_3 & 0 \\ 0 & 0 & \omega_3 - \hat{\beta}_3 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (10)$$

$$\hat{L} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ \omega_1 - \hat{\beta}_1 & 0 & 0 \\ 0 & \omega_1 - \hat{\beta}_1 & \omega_2 - \hat{\beta}_2 \end{bmatrix} \quad (11)$$

همچنین، $w(t)$ و $G(t)$ که بیان کننده نویز فرایند و ماتریس کوواریانس آن هستند، به صورت زیر در نظر گرفته می شوند:

$$w(t) \equiv [\eta_v^T(t) \quad \eta_u^T(t) \quad \eta_s^T(t) \quad \eta_U^T(t) \quad \eta_L^T(t)]^T \quad (12)$$

$$G(t) = \begin{bmatrix} -(I_3 - \hat{S}) & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & I_3 & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & I_3 & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & I_3 & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & I_3 \end{bmatrix} \quad (13)$$

ماتریس کوواریانس $w(t)$ به صورت زیر تعریف می شود:

$$Q(t) \equiv \text{blkdiag}[\sigma_v^2 I_3 \quad \sigma_u^2 I_3 \quad \sigma_s^2 I_3 \quad \sigma_U^2 I_3 \quad \sigma_L^2 I_3] \quad (14)$$

که در آن blkdiag ماتریس قطری بلوکی است.

با توجه به اینکه در این بررسی از داده های سنسور ستاره در زمان t_k جهت کالیبراسیون استفاده می شود، بردار اندازه گیری به صورت زیر در نظر گرفته خواهد بود:

$$y_k = [A(q^{true})r]_{t_k} + v \equiv h_k(x_k^{true}) + v_k \quad (15)$$

توسعه مدل کالیبراسیون ژایرو مبتنی بر فیلتر کالمن توسعه یافته

به منظور کالیبراسیون ژایرو، ابتدا مدل زیر در نظر گرفته می شود [۱۹]:

$$\dot{\omega} = (I_3 + S^{true})\omega^{true} + \beta^{true} + \eta_v \quad (1)$$

$$\dot{\beta}^{true} = \eta_u \quad (2)$$

که در آن ω^{true} سرعت زاویه ای حقیقی، ω سرعت زاویه ای اندازه گیری شده، β^{true} بایاس حقیقی، η_v و η_u نویزهای سفید گوسی با میانگین صفر هستند. کوواریانس η_u و η_v به ترتیب $\sigma_v^2 I_3$ و $\sigma_u^2 I_3$ خواهد بود. همچنین، S^{true} که شامل ضرایب مقیاس و عدم همراستایی است به صورت زیر تعریف می شود:

$$S^{true} \equiv \begin{bmatrix} s_1^{true} & k_{U1}^{true} & k_{U2}^{true} \\ k_{L1}^{true} & s_2^{true} & k_{U3}^{true} \\ k_{L2}^{true} & k_{L3}^{true} & s_3^{true} \end{bmatrix} \quad (3)$$

در رابطه (۳) بردارهای حقیقی به صورت $s^{true} \equiv [s_1^{true}, s_2^{true}, s_3^{true}]^T$ و $k_U^{true} \equiv [k_{U1}^{true}, k_{U2}^{true}, k_{U3}^{true}]^T$ و $k_L^{true} \equiv [k_{L1}^{true}, k_{L2}^{true}, k_{L3}^{true}]^T$ در نظر گرفته می شوند.

دینامیک s^{true} ، k_U^{true} و k_L^{true} به صورت زیر خواهد بود:

$$\dot{s}^{true} = \eta_s \quad (4)$$

$$\dot{k}_U^{true} = \eta_U \quad (5)$$

$$\dot{k}_L^{true} = \eta_L \quad (6)$$

که در آن کوواریانس η_s ، η_U و η_L به ترتیب $\sigma_s^2 I_3$ ، $\sigma_U^2 I_3$ و $\sigma_L^2 I_3$ است.

بردار حالت جهت کالیبراسیون ژایرو به صورت زیر در نظر گرفته می شود:

$$\Delta x(t) \equiv \begin{bmatrix} \delta \mathcal{G}^T(t) & \Delta \beta^T(t) \\ \Delta s^T(t) & \Delta k_U^T(t) & \Delta k_L^T(t) \end{bmatrix}^T \quad (7)$$

که در آن $\delta \mathcal{G}$ بردار خطای وضعیت است. دیگر پارامترها شامل بایاس ها، ضرایب مقیاس، خطاهای عدم همراستایی است که به صورت تفاوت مقادیر حقیقی با مقادیر تخمین زده شده تعریف می شوند. بنابراین، معادله سیستم به صورت زیر خواهد بود:

$$\Delta \dot{x}(t) = F(t)\Delta x(t) + G(t)w(t) \quad (8)$$

که در آن $F(t)$ به صورت زیر است:

$$P_{k+1}^- = \Phi_k P_k^+ \Phi_k^T + \gamma_k Q_k \gamma_k^T \quad (24)$$

که در آن

$$\Phi_k = I_n + \Delta t F(t) \quad (25)$$

$$Q_k = \Delta t G Q G^T \quad (26)$$

تخمین وضعیت با استفاده از الگوریتم MQEKF

جهت تخمین وضعیت و استفاده از داده‌های کالیبره شده ژایرو، از یک فیلتر کالمن توسعه یافته مبتنی بر کوآترینیون ضربی^۱ (MQEKF) که ساختار آن در جدول ۱ آمده است بهره گرفته می‌شود:

جدول ۱- ساختار MQEKF جهت تخمین وضعیت [۲۰].

Table 1. MQEKF structure for state estimation [20].

Initialization	$\hat{q}(t_0) = \hat{q}_0, \quad \hat{\beta}(t_0) = \hat{\beta}_0$ $P(t_0) = P_0$
Interest	$K_k = P_k H_k^T (\hat{x}_k^-) [H_k (\hat{x}_k^-) P_k H_k^T (\hat{x}_k^-) + R]^{-1}$ $H_k (\hat{x}_k^-) = \begin{bmatrix} [A(\hat{q}^-) r_1 \times] & 0_{3 \times 3} \\ \vdots & \vdots \\ [A(\hat{q}^-) r_n \times] & 0_{3 \times 3} \end{bmatrix}_{I_k}$
Update	$P_k^+ = [I - K_k H_k (\hat{x}_k^-)] P_k^-$ $\Delta \hat{x}_k^+ = K_k [\tilde{y}_k - h_k (\hat{x}_k^-)]$ $\Delta \hat{x}_k^+ \equiv [\delta \hat{\alpha}_k^{+T} \quad \Delta \hat{\beta}_k^{+T}]$ $h_k (\hat{x}_k) = \begin{bmatrix} A(\hat{q}^-) r_1 \\ A(\hat{q}^-) r_2 \\ \vdots \\ A(\hat{q}^-) r_n \end{bmatrix}_{I_k}$ $\hat{q}_k^+ = \hat{q}_k^- + \frac{1}{2} \Xi (\hat{q}_k^-) \delta \hat{\alpha}_k^+$ $\hat{\beta}_k^+ = \hat{\beta}_k^- + \Delta \hat{\beta}_k^+$
Release	$\hat{\omega}_k^+ = \tilde{\omega}_k - \hat{\beta}_k^+$ $\hat{q}_{k+1}^- = \bar{\Omega} (\hat{\omega}_k^+) \hat{q}_k^+$ $P_{k+1}^- = \Phi_k P_k^+ \Phi_k^T + \gamma_k Q_k \gamma_k^T$

$$R = R_{ST} \quad (16)$$

که در آن $R_{ST} = \sigma_{ST}^2 I_3$ کوواریانس نویز سنسور ستاره ν است. از سوی دیگر، بردار تخمین زده شده در دستگاه بدنی به صورت زیر در نظر گرفته می‌شود:

$$\hat{b}^- = A(\hat{q}^-) r \quad (17)$$

بنابراین، ماتریس حساسیت مرتبط با اندازگیری‌های سنسور ستاره به صورت زیر خواهد بود:

$$H_k (\hat{x}_k^-) = \begin{bmatrix} [\hat{b}^- \times] & 0_{3 \times 12} \end{bmatrix} \quad (18)$$

جهت بروزرسانی بردار حالت از رابطه (۱۹) استفاده می‌شود:

$$\hat{x}_k^+ = \hat{x}_k^- + K_k [y_k - h_k (\hat{x}_k^-)] \quad (19)$$

که در آن $\hat{x}_k \equiv [\delta \hat{\alpha}_k^T \quad \hat{\beta}_k^T \quad \hat{s}_k^T \quad \hat{k}_{Uk}^T \quad \hat{k}_{Lk}^T]^T$ و $h_k (\hat{x}_k^-)$ مشاهدات تخمین زده شده سنسور ستاره است که به صورت زیر بیان می‌شود:

$$h_k (\hat{x}_k^-) = [\hat{b}^-] \quad (20)$$

در انتها، حالت‌های بروزرسانی شده برای زمان مشاهده بعدی انتشار داده می‌شوند. بنابراین، کوآترینیون بروزرسانی شده انتشار یافته از معادله زیر قابل محاسبه خواهد بود:

$$\hat{q}_{k+1}^- = \bar{\Theta} (\hat{\omega}_k^+) \hat{q}_k^+ \quad (21)$$

که در آن

$$\bar{\Theta} (\hat{\omega}_k^+) = \begin{bmatrix} \cos \left(\frac{1}{2} \|\hat{\omega}_k^+\| \Delta t \right) I_3 - [\hat{\psi}_k^+ \times] & \hat{\psi}_k^+ \\ -\hat{\psi}_k^{+T} & \cos \left(\frac{1}{2} \|\hat{\omega}_k^+\| \Delta t \right) \end{bmatrix} \quad (22)$$

در رابطه (۲۲) از رابطه زیر به دست می‌آید:

$$\hat{\psi}_k^+ \equiv \frac{\sin \left(\frac{1}{2} \|\hat{\omega}_k^+\| \Delta t \right) \hat{\omega}_k^+}{\|\hat{\omega}_k^+\|} \quad (23)$$

و در انتها جهت انتشار ماتریس کوواریانس از رابطه زیر استفاده می‌شود:

پیاده‌سازی الگوریتم کالیبراسیون ژایرو جهت تخمین وضعیت

در این پژوهش، جهت پیاده‌سازی الگوریتم کالیبراسیون ژایرو و تخمین وضعیت، ماهواره‌ای با دوره تناوب ۹۴ دقیقه در نظر گرفته می‌شود. مشخصات سنسورهای مورد استفاده در این ماهواره جهت تخمین وضعیت در جدول ۲ آورده شده است:

جدول ۲- مشخصات سنسورهای تخمین وضعیت.

Table 2. Specification of the state estimation sensors.

Sensor	Parameter	Value
Gyroscope	Angular random walk	$\sqrt{10} \times 10^{-7} \text{ rad/s}^{1/2}$
	Rate random walk	$\sqrt{10} \times 10^{-10} \text{ rad/s}^{3/2}$
Star tracker	Cross-boresight	5 arcsecond (RMS)
	Around boresight	55 arcsecond (RMS)

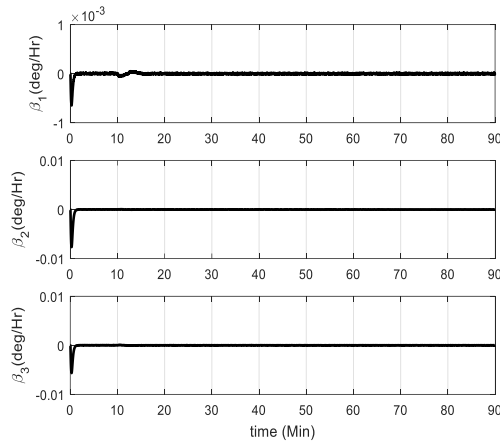
هم‌چنین، جهت تخمین پارامترهای ژایرو، مقادیر جدول ۳ به‌عنوان مشخصات نویز در نظر گرفته می‌شوند:

جدول ۳- مشخصات نویز ژایرو.

Table 3. Gyro noise properties.

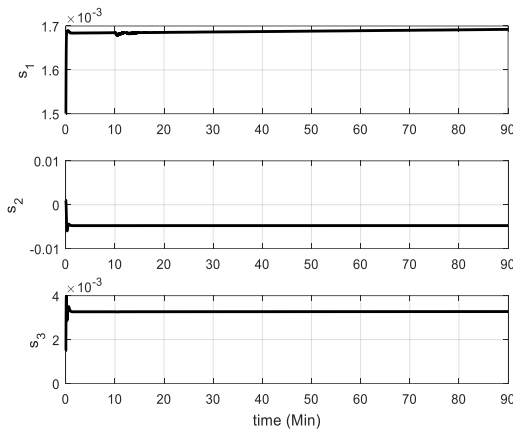
Parametr	Value
Initial covariance of gyro bias	$(0.2/3600 \times \pi/180)^2 I_3 (\text{rad/s})^2$
Initial covariance of scale factor	$(0.002/3)^2 I_3 (\text{rad})^2$
Initial covariance of upper misalignment elements	$(0.002/3)^2 I_3 (\text{rad})^2$
Initial covariance of lower misalignment elements	$(0.002/3)^2 I_3 (\text{rad})^2$

با در نظر گرفتن مشخصات ژایرو (جداول ۲ و ۳) نتایج پیاده‌سازی کالیبراسیون ژایرو در شکل‌های ۱ تا ۴ آمده است:



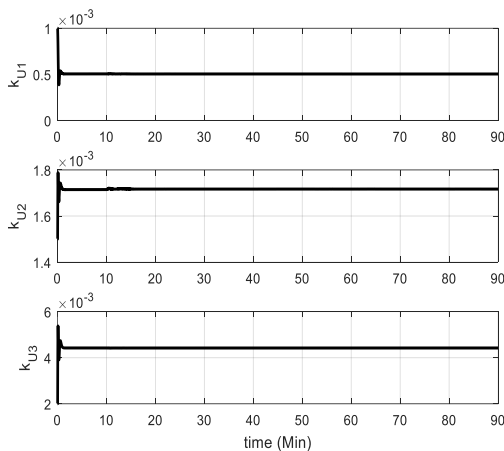
شکل ۱- بایاس تخمین زده شده ژایرو.

Fig. 1. Estimated gyro bias.



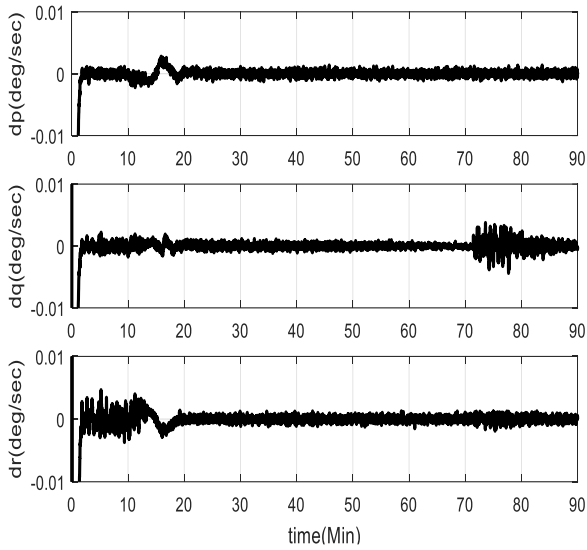
شکل ۲- ضرایب مقیاس تخمین زده شده ژایرو.

Fig. 2. Estimated gyro scale factors.



شکل ۳- تخمین المان‌های بالایی ماتریس عدم همراستایی ژایرو.

Fig. 3. Estimation of upper entries of gyro misalignment matrix.



شکل ۶- خطای تخمین سرعت‌های زاویه‌ای.

Fig. 6. Angular velocity estimation errors.

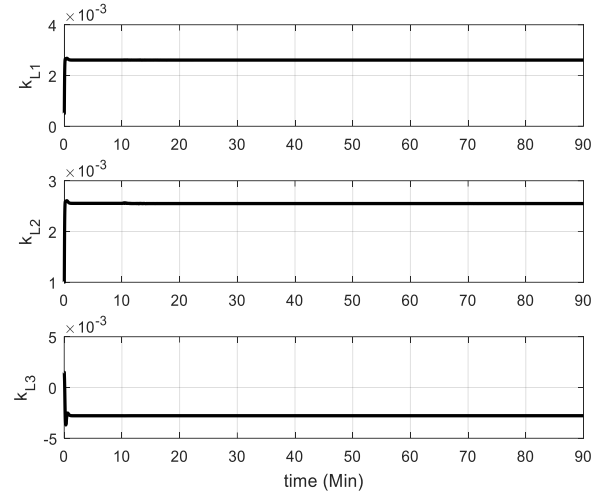
براساس آنچه از شکل‌های ۵ و ۶ مشخص است، نتایج حاصل از فرایند فیلترینگ کاملاً پایدار است. همچنین، تخمین وضعیت با دقتی بهتر از ۰/۱ درجه و تخمین سرعت‌های زاویه‌ای با دقتی بهتر از ۰/۰۰۵ درجه بر ثانیه انجام شده است. این نتایج دقت بالا در نشانه روی و حفظ پایداری را نشان می‌دهد که به نوبه خود نقشی کلیدی در موفقیت ماموریت ماهواره خواهد داشت.

طراحی کنترل کننده به روش بازخورد کواترنیون

در ماهواره‌های سنجشی بعضاً نیاز خواهد بود تا مانورهای وضعی با تغییر زوایای بزرگ انجام شود. با توجه به انتخاب رویکرد مبتنی بر کواترنیون جهت تخمین وضعیت و به منظور مطالعه اثر کالیبراسیون ژایروسکوپ در حلقه کنترل وضعیت، طراحی کنترل کننده به روش بازخورد کواترنیون انجام می‌شود. بنابراین، کنترل کننده بازخورد حالت که برای پیاده‌سازی در کاربردهای بلادرنگ^۱ مناسب است به صورت زیر در نظر گرفته می‌شود [۲۱]:

$$u = -Kq_e - C\omega \quad (27)$$

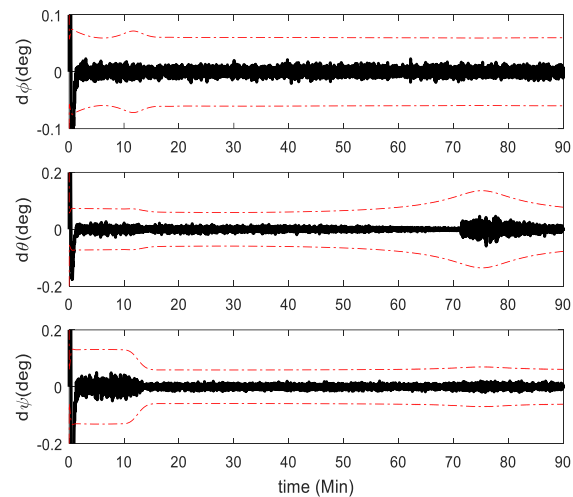
که در آن $q_e = (q_{1e}, q_{2e}, q_{3e})$ بردار کواترنیون خطای وضعیت و ماتریس‌های K و C ماتریس‌های بهره کنترل کننده هستند.



شکل ۴- تخمین المان‌های پایینی ماتریس عدم همراستایی ژایرو.

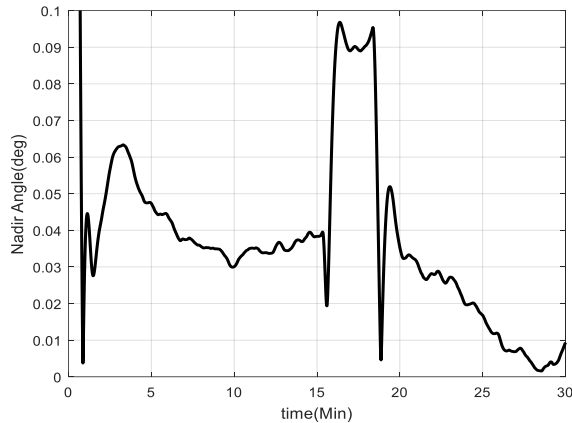
Fig. 4. Estimation of lower entries of gyro misalignment matrix.

همان گونه که از شکل‌های ۱ تا ۴ مشخص است با در نظر گرفتن عدم قطعیت اولیه در پارامترهای ژایرو، تخمین نهایی به صورت کاملاً پایدار انجام شده است. از این رو کالیبراسیون ژایرو و استفاده از داده‌های کالیبره شده در تخمین وضعیت با دقت بالا امکان پذیر است. پس از تخمین پارامترهای ژایرو و انجام کالیبراسیون، داده‌های کالیبره شده ژایروسکوپ به همراه داده‌های سنسور ستاره جهت تخمین وضعیت به کار گرفته می‌شوند. با در نظر گرفتن رویکرد MQEKF که ساختار آن در جدول ۱ آمده است، نتایج حاصل از تخمین وضعیت به صورت زیر است:



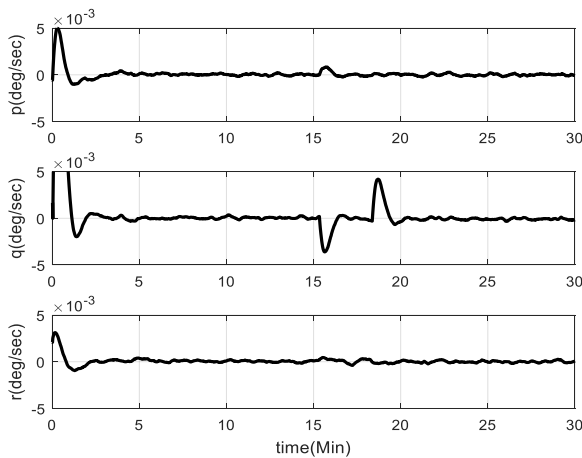
شکل ۵- خطای تخمین وضعیت در محدوده $\pm 3\sigma$.

Fig. 5. State estimation error in the range of $\pm 3\sigma$.



شکل ۸- دقت نشانه‌روی به سمت زمین.

Fig. 8. Earth pointing accuracy.



شکل ۹- دقت پایداری در نشانه‌روی به سمت زمین.

Fig. 9. Accuracy of stability in Earth pointing.

همان‌طور که در شکل‌های ۷ تا ۹ قابل مشاهده است، دقت نهایی پایداری بهتر از 0.005 درجه بر ثانیه و دقت نشانه‌روی به سمت زمین بهتر از 0.15 درجه است که برای ماهواره‌های سنجشی با تفکیک مکانی بالا بسیار مناسب ارزیابی می‌شود.

جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

در این پژوهش موضوع کالیبراسیون ژایروسکوپ با استفاده از رویکرد فیلتر کالمن توسعه یافته مورد بررسی و مطالعه قرار گرفته است. در ماهواره‌های سنجشی با تفکیک مکانی بالا، الزامات سختگیرانه در خصوص دقت‌های نشانه‌روی و پایداری ایجاب می‌کند تا ژایروسکوپ‌ها در فواصل زمانی مشخصی کالیبره شوند. برای این منظور ابتدا مدلی از ژایروسکوپ ارائه می‌شود که پارامترهای کلیدی مانند بایاس،

کوآرتینون‌های خطای وضعیت $(q_{1e}, q_{2e}, q_{3e}, q_{4e})$ با استفاده از کوآرتینون‌های وضعیت مطلوب $(q_{1c}, q_{2c}, q_{3c}, q_{4c})$ و کوآرتینون وضعیت جاری (q_1, q_2, q_3, q_4) به صورت زیر قابل محاسبه خواهند بود:

$$\begin{bmatrix} q_{1e} \\ q_{2e} \\ q_{3e} \\ q_{4e} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q_{4c} & q_{3c} & -q_{2c} & -q_{1c} \\ -q_{3c} & q_{4c} & q_{1c} & -q_{2c} \\ q_{2c} & -q_{1c} & q_{4c} & -q_{3c} \\ q_{1c} & q_{2c} & q_{3c} & q_{4c} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{bmatrix} \quad (28)$$

در صورتی که بردار کوآرتینون مطلوب $(q_{1c}, q_{2c}, q_{3c}, q_{4c}) = (0, 0, 0, 1)$

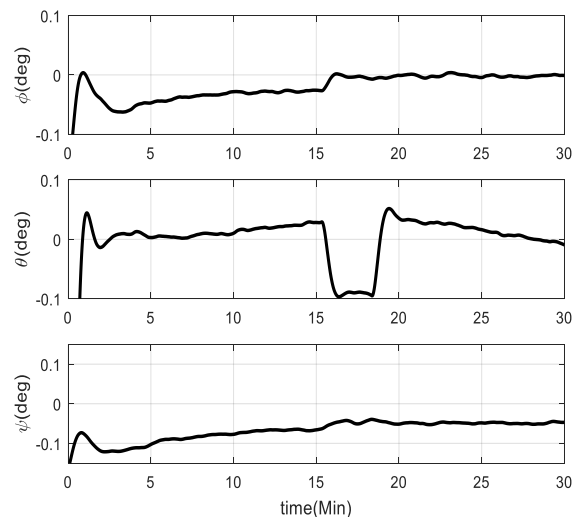
تعریف شود، قانون کنترل به صورت زیر خواهد بود:

$$u = -Kq - C\omega \quad (29)$$

قانون کنترلی فوق حول مبدا با انتخاب بهره‌های ذیل به صورت عام پایدار مجانبی بوده [۲۲، ۲۳] و جهت پیاده‌سازی مورد استفاده قرار می‌گیرد:

$$K = kI, \quad C = \text{diag}(c_1, c_2, c_3) \quad (30)$$

با انتخاب بهره‌های $k=0.1$ و $c=1$ نتایج حاصل از حلقه کنترل وضعیت به صورت زیر خواهد بود:



شکل ۷- زوایای اویلر در زمان نشانه‌روی به سمت زمین.

Fig. 7. Euler angles in Earth pointing.

- Automatica Sinica*, vol. 6, no. 4, pp. 1074-1080, 2019, <https://doi.org/10.1109/JAS.2019.1911600>.
- [5] S. Fujita, Y. Sato, T. Kuwahara, Y. Sakamoto, and K. Yoshida, "Attitude maneuvering sequence design of high-precision ground target tracking control for multispectral Earth observations," in *IEEE/SICE International Symposium on System Integration (SII)*, Paris, France, 2019, pp. 153-158, <https://doi.org/10.1109/SII.2019.8700434>.
- [6] S. Ikari *et al.*, "Attitude determination and control system for the PROCYON micro-spacecraft," *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, vol. 60, no. 3, pp. 181-191, 2017, <https://doi.org/10.2322/tjsass.60.181>.
- [7] H. Gui and A. H. J. de Ruiter, "Quaternion invariant extended Kalman filtering for spacecraft attitude estimation," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 41, no. 4, pp. 863-878, 2018, <https://doi.org/10.2514/1.G003177>.
- [8] M. D. Pham, K. S. Low, S. T. Goh, and S. Chen, "Gain-scheduled extended Kalman filter for nanosatellite attitude determination system," *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, vol. 51, no. 2, pp. 1017-1028, 2015, <https://doi.org/10.1109/TAES.2014.130204>.
- [9] Y. Xing, S. Zhang, J. Zhang, and X. Cao, "Robust-extended Kalman filter for small satellite attitude estimation in the presence of measurement uncertainties and faults," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, vol. 226, no. 1, pp. 30-41, 2011, <https://doi.org/10.1177/0954410011407422>.
- [10] F. Qin, L. Chang, S. Jiang, and F. Zha, "A sequential multiplicative extended Kalman filter for attitude estimation using vector observations," *Sensors*, vol. 18, no. 5, 2018, Art. no. 1414, <https://doi.org/10.3390/s18051414>.
- [11] R. Burton, S. Rock, J. Springmann, and J. Cutler, "Online attitude determination of a passively magnetically stabilized spacecraft," *Acta Astronautica*, vol. 133, pp. 269-281, 2017, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2017.01.024>.
- [12] L. Cao, W. Yang, H. Li, Z. Zhang, and J. Shi, "Robust double gain unscented Kalman filter for small satellite attitude estimation," *Advances in Space Research*, vol. 60, no. 3, pp. 499-512, 2017, <https://doi.org/10.1016/j.asr.2017.03.014>.
- [13] R. Zanetti and K. J. DeMars, "Fully multiplicative unscented Kalman filter for attitude estimation," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 41, no. 5, pp. 1183-1189, 2018, <https://doi.org/10.2514/1.G003221>.
- [14] D. Lee, G. Vukovich, and R. Lee, "Robust unscented Kalman filter for nanosat attitude estimation,"

ضرایب مقیاس و عدم همراستایی را در برداشته باشد. سپس ساختاری مبتنی بر فیلتر کالمن توسعه یافته جهت تخمین پارامترهای مذکور ارائه شده است. در ادامه مسئله تخمین وضعیت با استفاده از الگوریتم فیلتر کالمن توسعه یافته مبتنی بر کوآترینیون ضربی مورد بررسی قرار گرفته است. جهت بررسی کارایی روش‌های مورد مطالعه، پیاده‌سازی آنها برای یک مورد واقعی با استفاده از داده‌های سنسور ستاره و ژایروسکوپ انجام شده است. در انتها به جهت بررسی عملکرد روش ارائه شده برای کالیبراسیون ژایروسکوپ در حلقه کنترل وضعیت، طراحی کنترل‌کننده مبتنی بر بازخورد کوآترینیون انجام شده است. نتایج حاصل از پیاده‌سازی نشان دهنده این است که تخمین سرعت‌های زاویه‌ای با دقتی بهتر از 0.005 درجه بر ثانیه و تخمین وضعیت با دقتی بهتر از 0.1 درجه انجام می‌شود. همچنین، پس از به کارگیری کنترل‌کننده، پایداری با دقتی بهتر از 0.05 درجه بر ثانیه و نشانه روی با دقتی بهتر از 0.15 درجه حفظ شده است. بنابراین، با توجه به الزامات ماموریتی در خصوص حفظ دقت‌های بالای نشانه‌روی و پایداری، ایده کالیبراسیون داده‌های ژایروسکوپ با استفاده از فیلتر کالمن توسعه یافته کارا خواهد بود.

تعارض منافع

هیچگونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

مراجع

- [1] L. Farian, P. Häfliger, and J. A. Leñero-Bardallo, "A miniaturized two-axis ultra low latency and low-power sun sensor for attitude determination of micro space probes," *IEEE Transactions on Circuits and Systems I: Regular Papers*, vol. 65, no. 5, pp. 1543-1554, 2018, <https://doi.org/10.1109/TCSI.2017.2763990>.
- [2] J. D. Searcy and H. J. Pernicka, "Magnetometer-only attitude determination using novel two-step Kalman filter approach," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 35, no. 6, pp. 1693-1701, 2012, <https://doi.org/10.2514/1.57344>.
- [3] R. Opromolla, G. Fasano, G. Rufino, M. Grassi, C. Pernechele, and C. Dionisio, "A new star tracker concept for satellite attitude determination based on a multi-purpose panoramic camera," *Acta Astronautica*, vol. 140, pp. 166-175, 2017, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2017.08.020>.
- [4] B. Hou, Z. He, H. Zhou, and J. Wang, "Integrated design and accuracy analysis of star sensor and gyro on the same benchmark for satellite attitude determination system," *IEEE/CAA Journal of*

- and Exhibit, Rhode Island, USA, 2004, pp. 1-11, <https://doi.org/10.2514/6.2004-4858>.
- [19] F. L. Markley and J. L. Crassidis, *Fundamentals of Spacecraft Attitude Determination and Control*, New York: Springer, 2014, <https://doi.org/10.1007/978-1-4939-0802-8>.
- [20] J. L. Crassidis and J. L. Junkins, *Optimal Estimation of Dynamic Systems*, Boca Raton: CRC Press, 2012.
- [21] B. Wie, *Space Vehicle Dynamics and Control*, 2nd ed., Reston, AIAA, 2008, <https://doi.org/10.2514/4.860119>.
- [22] B. Wie and P. M. Barba, "Quaternion feedback for spacecraft large angle maneuvers", *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 8, no. 3, pp. 360-365, 1985, <https://doi.org/10.2514/3.19988>.
- [23] B. Wie, H. Weiss, and A. Arapostathis, "Quaternion feedback regulator for spacecraft eigenaxis rotation," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 12, no. 3, pp. 375-380, 1989, <https://doi.org/10.2514/3.20418>.
- International Journal of Control, Automation and Systems*, vol. 15, no. 5, pp. 2161-2173, 2017, <https://doi.org/10.1007/s12555-016-0498-4>.
- [15] Z. Qiu and H. Qian, "Adaptive genetic particle filter and its application to attitude estimation system," *Digital Signal Processing*, vol. 81, pp. 163-172, 2018, <https://doi.org/10.1016/j.dsp.2018.06.015>.
- [16] R. V. Garcia, W. R. Silva, P. C. P. M. Pardal, H. K. Kuga, and M. C. Zanardi, "Sequential nonlinear estimation: regularized particle filter applied to the attitude estimation problem with real data," *Computational and Applied Mathematics*, vol. 37, pp. 110-121, 2018, <https://doi.org/10.1007/s40314-017-0511-4>.
- [17] M. E. Pittelkau, "Kalman filtering for spacecraft system alignment calibration," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 24, no. 6, pp. 1187-1195, 2001, <https://doi.org/10.2514/2.4834>.
- [18] R. Pandiyan, A. Solaiappan, and N. K. Malik, "A one step batch filter for estimating gyroscope calibration parameters using star vectors," in *AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference*

Original Research Paper

Efficiency of the Least Squares Support Vector Regression in Local Modeling of the Ionosphere Total Electron Content and Comparison with Other Models

Tania Mansour Fallah¹, Behzad Voosoghi², and Seyed Reza Ghaffari-Razin^{3*}

1, 2. Faculty of Geodesy and Geomatics Engineering, K. N. Toosi University of Technology, Tehran, Iran

3. Department of Surveying Engineering, Arak University of Technology, Arak, Iran

ARTICLE INFO**Article History:**

Received 15 July 2023

Revised 19 September 2023

Accepted 19 September 2023

Available Online 10 December 2023

Keywords:

Ionosphere

TEC

GPS

Machine learning

LS-SVR

ABSTRACT

In this paper, we aim to employ the least squares support vector regression (LS-SVR) for the spatio-temporal modeling of the ionospheric total electron content (TEC). This model utilizes simple linear equations to solve the system of equations, thereby reducing the computational complexity and enhancing both the speed of convergence and the accuracy of the results. We utilized observations from 15 GPS stations in north-western Iran from day 193 to day 228 in 2012. The results of the LS-SVR model were compared with those of support vector regression (SVR), artificial neural networks (ANN), adaptive neuro-fuzzy inference system (ANFIS), Kriging model, global ionospheric maps (GIM), and the International Reference Ionosphere 2016 (IRI2016) as well as TEC values obtained from GPS. The accuracy of all models was evaluated and interpreted at interior and exterior control stations. The analyses indicate that the average root mean square error (RMSE) for the ANN, ANFIS, SVR, LS-SVR, Kriging, GIM, and IRI2016 models at two interior control stations are 3.91, 2.73, 1.27, 1.04, 2.70, 3.02, and 6.93 TECU, respectively. Furthermore, the average relative errors of these models at the same control stations were calculated as 15.98%, 9.39%, 7.85%, 6.09%, 11.60%, 12.54%, and 26.56%, respectively. Analysis of the precise point positioning (PPP) method demonstrated an improvement of 50 mm in the coordinate components using the LS-SVR model. The results of this study demonstrate that the LS-SVR model can serve as a viable alternative to global and empirical models of the ionosphere in the studied area. The LS-SVR model provides a high-precision local ionosphere model.

*Corresponding Author's E-mail: mr.ghafari@arakut.ac.ir**How to Cite this Article:**T. Mansour Fallah, B. Voosoghi, and S. R. Ghaffari-Razin, "Efficiency of the least squares support vector regression in local modeling of the ionosphere total electron content and comparison with other models," *Journal of Space Science and Technology*, Vol.17, No. 1, pp. 21-36, 2024, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2024.1454>.**COPYRIGHTS**© 2024 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 کارایی مدل کمترین مربعات رگرسیون بردار پشتیبان در مدل سازی محلی محتوای الکترون کلی یونسفر و مقایسه آن با سایر مدل ها

تائیا منصورفلاح^۱، بهزاد وثوقی^۲، و سیدرضا غفاری رزین^{۳*}

۱- دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی نقشه برداری، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران، ایران

۲- استاد، دانشکده مهندسی نقشه برداری، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی، تهران، ایران

۳- استادیار، گروه مهندسی عمران و نقشه برداری، دانشگاه صنعتی اراک، اراک، ایران

چکیده

اطلاعات مقاله

در این مقاله، هدف استفاده از مدل کمترین مربعات رگرسیون بردار پشتیبان (LS-SVR) جهت مدل سازی مکانی-زمانی مقدار محتوای الکترون کلی یونسفر (TEC) است. جهت انجام این کار، از مشاهدات ۱۵ ایستگاه GPS موجود در منطقه شمال غرب ایران در بازه زمانی روزهای ۱۹۳ الی ۲۲۸ از سال ۲۰۱۲ استفاده شده است. مقایسه نتایج مدل جدید با مدل های رگرسیون بردار پشتیبان (SVR)، مدل شبکه عصبی مصنوعی (ANN)، مدل استنتاج عصبی-فازی سازگار (ANFIS)، مدل کریجینگ، مدل GIM، مدل تجربی بین المللی مرجع یونسفر ۲۰۱۶ (IRI2016) و همچنین مقادیر TEC حاصل از GPS به عنوان مشاهده مرجع انجام می گیرد. دقت همه مدل ها در ایستگاه های کنترل داخلی و خارجی ارزیابی و تفسیر شده است. آنالیزهای انجام گرفته نشان می دهد که میانگین RMSE مدل های ANN، ANFIS، SVR، LS-SVR، Kriging، TECU ۶/۹۳ و GIM در دو ایستگاه کنترل داخلی به ترتیب برابر با ۳/۹۱، ۲/۷۳، ۱/۲۷، ۱/۰۴، ۲/۷۰، ۳/۰۲ و ۳/۰۲ بوده است. تجزیه و تحلیل روش PPP بهبود ۵۰ میلی متری در مؤلفه های مختصات با استفاده از مدل LS-SVR را نشان می دهد. نتایج این مقاله نشان می دهد که مدل LS-SVR را می توان به عنوان جایگزینی برای مدل های جهانی و تجربی یونسفر در منطقه مورد مطالعه در نظر گرفت. مدل LS-SVR یک مدل یونسفر محلی با دقت بالا محسوب می شود.

تاریخچه مقاله:

دریافت ۲۴ تیر ۱۴۰۲

بازنگری ۲۸ شهریور ۱۴۰۲

پذیرش ۲۸ شهریور ۱۴۰۲

اولین انتشار ۱۹ آذر ۱۴۰۲

واژه های کلیدی:

یونسفر

TEC

GPS

یادگیری ماشین

LS-SVR

*پست الکترونیکی نویسنده مسئول: mr.ghafari@arakut.ac.ir

How to Cite this Article:

T. Mansour Fallah, B. Voosoghi, and S. R. Ghaffari-Razin, "Efficiency of the least squares support vector regression in local modeling of the ionosphere total electron content and comparison with other models," *Journal of Space Science and Technology*, Vol.17, No. 1, pp. 21-36, 2024, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2024.1454>.



COPYRIGHTS

© 2024 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

IRI	یونسفر مرجع جهانی
GPS	سامانه تعیین موقعیت جهانی
TEC	محتوای الکترونی کلی
ML	روش‌های یادگیری ماشین
GIM	مدل یونسفر جهانی

مقدمه

لایه یونسفر^۱ قسمتی از جو زمین است که تحت تأثیر تشعشعات پرنرژی خورشیدی قرار گرفته و مواد گازی شکل موجود در آن طی فرآیند یونیزاسیون به مجموعه‌ای از یون‌های مثبت و الکترون‌های آزاد تبدیل شده است. به مواد شکل گرفته در این مجموعه، پلاسما گفته می‌شود. محدوده ارتفاعی پوشش داده شده توسط لایه یونسفر متغیر است اما معمولاً از ارتفاع ۶۰ کیلومتری تا ۱۰۰۰ کیلومتری از سطح زمین را پوشش می‌دهد. این محدوده ارتفاعی بستر بسیاری از فعالیت‌های ارتباطی و هوافضا بوده و همچنین بر خصوصیات آب و هوایی زمین نظیر دما، رعد و برق و بارش تأثیرگذار است. تأثیر محتوای الکترونی لایه یونسفر بر سیگنال‌های سامانه تعیین موقعیت جهانی^۲ (GPS)، استفاده از مشاهدات این سیستم را به روشی مؤثر و کارآمد در تعیین زمانی-مکانی محتوای الکترونی کلی^۳ (TEC) و چگالی الکترونی یونسفر^۴ (IED) تبدیل کرده است. با توجه به این‌که TEC حاصل از مشاهدات GPS در راستای خط دید گیرنده و ماهواره به دست می‌آید، جهت تعیین مقدار TEC در تمامی نقاط لازم است که از یک روش مدل‌سازی ریاضی استفاده شود.

توسعه مدل‌های قابل اعتماد برای برآورد و پیش‌بینی تغییرات چگالی الکترونی در لایه یونسفر هنوز به‌عنوان یک چالش جدی برای ژئودزین‌ها و دانشمندان علوم فضایی مطرح است. این امر تا حدی به دلیل رفتار غیرخطی پارامترهای فیزیکی و ژئوفیزیکی مؤثر در تغییرات چگالی الکترونی و همچنین وجود مشکل در اندازه‌گیری دقیق برخی از این پارامترها می‌باشد. علاوه بر این، تغییرات این پارامترها در حوزه زمان نیز پیچیدگی مسئله مدل‌سازی یونسفر را بیشتر می‌کند. تابش تشعشعات خورشیدی منبع دیگری است که در رفتار این لایه از جو بسیار تأثیرگذار است. با توجه به ساختار چندلایه یونسفر، امواج الکترومغناطیسی گذرنده از این لایه‌ها تحت تأثیر خاصیت پاشندگی^۵ قرار می‌گیرند. به همین جهت مدل‌سازی این لایه از جو دارای اهمیت فوق‌العاده‌ای است.

تاکنون تلاش‌های بسیار زیادی جهت درون‌یابی و یا برون‌یابی TEC در مناطقی که مشاهده کافی و یا مناسب موجود نیست، صورت گرفته است. به‌طور مثال می‌توان به روش‌های کریجینگ [۱]، چندجمله‌ای، هارمونیک‌های کروی [۲]، هامونیک‌های کلاه کروی [۳]، درون‌یابی به کمک توابع اسپیلاین و موجک [۴]، مدل‌سازی با توابع اسلپین [۵-۷]، توابع اتورگرسیون و اتوکووارانس [۸]، درون‌یابی با روش المان‌های محدود^۱ C^۱ [۹] اشاره کرد. از این روش‌ها به‌کرات جهت تهیه و مدل‌سازی منطقه‌ای و جهانی مقدار TEC استفاده شده است. در سالیان اخیر مدل‌سازی و پیش‌بینی کمیت TEC توسط محققان و با روش‌هایی که دارای سرعت محاسباتی و دقت بالایی باشند موردتوجه قرار گرفته است. یکی از شاخه‌هایی که توانسته در زمینه تخمین و مدل‌سازی قابلیت‌های خوبی از خود نشان دهد روش‌های یادگیری ماشین^۶ (ML) هستند. یادگیری ماشین شامل سیستم استنتاج فازی (FIS)، شبکه‌های عصبی مصنوعی (ANN)، الگوریتم ژنتیک (GA)، ماشین‌های بردار پشتیبان (SVMs) و ارتباطات تکاملی (EC) است [۱۰]. از سال ۱۹۹۳، با پیشرفت فناوری رایانه، بسیاری از الگوریتم‌های جدید و ترکیبی، مانند سیستم استنتاج عصبی فازی تطبیقی (ANFIS) در ML توسعه یافته‌اند. در دهه‌های اخیر از روش‌های یادگیری ماشین در مدل‌سازی یونسفر و تروپوسفر فراوان استفاده شده و نتایج قابل قبولی ارائه شده است [۲۰-۱۱].

مدل‌های نهایی GIM معمولاً تا ۱۴ روز پس از جمع‌آوری داده ایستگاه‌های دائمی IGS در سراسر جهان در اختیار کاربران قرار داده می‌شود تا برای تعیین موقعیت مورد استفاده قرار گیرند. این تأخیر زمانی برای کاربردهای آنی تعیین موقعیت با استفاده از GPS مناسب نیست. از طرف دیگر مدل‌های پیش‌بینی GIM نیز اخیراً گسترش یافته‌اند، اما دقت این مدل‌ها به اندازه مدل‌های نهایی نمی‌باشد. از آنجایی که از ایستگاه‌های با پوشش جهانی در تهیه این مدل‌ها استفاده می‌شود، نمی‌توان انتظار داشت که تغییرات با فرکانس بالای زمانی که می‌تواند دارای الگوی متفاوتی در مکان‌های مختلف باشد، در این مدل‌ها بازتاب داده شود. مدل تجربی یونسفری IRI از سوی دیگر، دارای دقت مناسبی در پیش‌بینی یونسفر نیست و نمی‌توان برای کاربردهای دقیق آنی از آن استفاده کرد. با توجه به اینکه تغییرات زمانی-مکانی یونسفر بسیار نامنظم است، می‌بایست از یک روش جدید با دقت و صحت بالاتر برای بازبینی این تغییرات استفاده نمود. ماشین بردار پشتیبان^۷ (SVM) یک نوع سیستم یادگیری نظارت‌شده است که برای مسائل طبقه‌بندی به‌کار می‌رود به‌طوری‌که کمترین خطا در طبقه‌بندی داده‌ها رخ دهد. این روش بر مبنای تئوری یادگیری آماری استوار است که از اصل کمینه‌سازی خطای ساختاری بهره

5. Dispersive
6. Machine Learning
7. Support Vector Machine

1. Ionosphere
2. Global Positioning System
3. Total Electron Content
4. Ionosphere Electron Density

استخراج مشاهدات TEC دقیق

سیگنال‌های GPS دو مشاهده اصلی تحت عنوان شبه‌فاصله کد و فاز موج دریافتی را در اختیار می‌گذارند. واحد شبه‌فاصله کد به متر است که فاصله میان گیرنده تا ماهواره را در خود اندازه‌گیری کرده است. به جهت متأثر بودن این مشاهده از بسیاری از منابع خطا، مشاهده کد به شبه‌فاصله شناخته می‌شود. مشاهده فاز موج حامل برحسب سیکل^۶ اندازه‌گیری می‌شود و از آنجایی که نسبت به مشاهده کد از طول موج کوتاه‌تری برخوردار است با دقت یک‌صدم سیکل قابل‌اندازه‌گیری می‌باشد. گیرنده GPS فاز موج حامل را اندازه‌گیری می‌کند اما تعداد سیکل‌های کامل طی شده توسط موج که به پارامتر ابهام فاز^۷ معروف است مجهول بوده و قابل‌اندازه‌گیری نیست. ابهام فاز با تشکیل ترکیب تفاضلی دوگانه مشاهدات و استفاده از روش‌های پردازش مختلف نظیر ترکیب ملبورن-ووبنا^۸، ترکیب طول موج بلند^۹ و به‌کارگیری مدل‌های یونسفری جهانی نظیر GIM می‌تواند تعیین گردد. از کم کردن مشاهدات در طول موج L2 از مشاهدات طول موج L1 به ترکیب عاری از هندسه برای مشاهده کد و فاز می‌رسیم که عبارت‌اند از [۲۴]:

$$P_{L,r}^s = 40.3 \left(\frac{f_2^2 - f_1^2}{f_1^2 f_2^2} \right) STEC_r^s + c (\tau_{L1}^s - \tau_{L2}^s + \tau_{L1,r} - \tau_{L2,r}) \quad (۱)$$

$$L_{L,r}^s = -40.3 \left(\frac{f_2^2 - f_1^2}{f_1^2 f_2^2} \right) STEC_r^s + (T_{L1}^s - T_{L2}^s + T_{L1,r} - T_{L2,r}) + \lambda_1 N_1 - \lambda_2 N_2 \quad (۲)$$

همان‌طور که در روابط (۱) و (۲) ملاحظه می‌شود برای محاسبه STEC با استفاده از مشاهدات ترکیب عاری از هندسه از مشاهدات کد، نیاز به معلوم بودن بایاس‌های ناشی از فرکانس برای گیرنده و ماهواره می‌باشد و برای استفاده از مشاهدات فاز به‌منظور محاسبه STEC نیز پارامترهای مجهول ابهام فاز می‌بایست پارامترهای بایاس وابسته به فرکانس گیرنده و ماهواره تعیین شده باشد. ترم‌های مربوط به بایاس وابسته به فرکانس برای گیرنده و ماهواره برای مشاهده کد به‌صورت زیر خلاصه می‌شوند:

$$\tau_{L1}^s - \tau_{L2}^s = bs \quad (۳)$$

$$\tau_{L1,r} - \tau_{L2,r} = br \quad (۴)$$

$$T_{L1,r} - T_{L2,r} = Br \quad (۵)$$

$$T_{L1}^s - T_{L2}^s = Bs \quad (۶)$$

به پارامترهای bs و br به ترتیب بایاس تفاضلی کد^{۱۰} (DCB) برای ماهواره s و گیرنده r و به پارامترهای Br و Bs به ترتیب بایاس تفاضلی

می‌جوید و موجب یک جواب بهینه کلی می‌شود. این الگوریتم بعدها برای کار با مسائل رگرسیون یا تخمین داده‌ها توسعه یافت. الگوریتم جدید رگرسیون بردار پشتیبان^۱ (SVR) نامیده شد [۲۱]. با این حال، روش رگرسیون بردار پشتیبان دارای معایبی است. سرعت همگرایی به جواب بهینه در این مدل در تعداد زیاد مشاهدات ورودی به شدت کاهش پیدا کرده و الگوریتم کند عمل می‌کند. همچنین در صورت عدم توزیع مناسب ایستگاه‌ها، دقت این مدل به شدت کاهش می‌یابد. برای غلبه بر این محدودیت‌ها، در این مقاله ایده استفاده از مدل کمترین مربعات رگرسیون بردار پشتیبان^۲ (LS-SVR) ارائه می‌شود. مدل LS-SVR از معادلات خطی ساده برای حل سیستم معادلات استفاده می‌کند. در نتیجه، پیچیدگی الگوریتم محاسباتی کاهش می‌یابد. علاوه بر این، سرعت همگرایی و دقت نتایج افزایش خواهد داشت.

هدف اصلی این مقاله این است که مدل‌سازی زمانی-مکانی یونسفر به کمک مدل کمترین مربعات رگرسیون بردار پشتیبان و با استفاده از مشاهدات چندین ایستگاه GPS منطقه شمال غرب ایران صورت گرفته و دقت آن در پیش‌بینی تغییرات روزانه، ماهیانه و فصلی TEC مورد ارزیابی و تحلیل قرار گیرد. همچنین اثر استفاده از این مدل‌سازی در دقت تعیین موقعیت مطلق نیز مورد بررسی قرار خواهد گرفت. در حقیقت نوآوری اصلی این مقاله در استفاده توأمان متغیرهای مکانی، زمانی، خورشیدی و ژئومغناطیسی در مرحله مدل‌سازی و ارزیابی نتایج در حالت‌های مختلف می‌باشد. همچنین مدل‌سازی و پیش‌بینی مقدار TEC روزانه از دیگر نوآوری‌های این مقاله است. جهت نشان دادن دقت و صحت بالاتر مدل جدید ارائه شده و همچنین بهبود اتفاق افتاده در مدل‌سازی، نتایج با مدل‌های شبکه عصبی مصنوعی^۳ (ANN)، مدل استنتاج عصبی-فازی سازگار^۴ (ANFIS)، SVR، مدل کریجینگ^۵، GIM و مدل تجربی IRI2016 در ایستگاه‌های کنترل داخلی و خارجی مقایسه و ارزیابی می‌شود.

روش تحقیق

در این بخش در مورد تئوری ریاضی مدل کمترین مربعات رگرسیون بردار پشتیبان (LS-SVR)، مدل کریجینگ و مدل GIM بحث و بررسی خواهد شد. با توجه به اینکه مدل‌های ANN، ANFIS، SVR و IRI2016 به کرات در تحقیقات مشابه مورد استفاده قرار گرفته است، در نتیجه جهت آشنایی با تئوری ریاضی این مدل‌ها، خوانندگان محترم می‌توانند به مراجع [۲۲، ۲۳] مراجعه نمایند.

6. Cycle
7. Phase Ambiguity
8. Melbourne-Wubbena
9. Wide-Lane
10. Differential Code Bias

1. Support Vector Regression
2. Least-Square Support Vector Regression
3. Artificial Neural Network
4. Adaptive Neuro-Fuzzy Inference System Model
5. Kriging

$$L(\mathbf{w}, \mathbf{b}, e; a) = \frac{\gamma}{2} \sum_{n=1}^N e_n^2 + \frac{1}{2} \|\mathbf{w}\|^2 - \sum_{n=1}^N a_n \{ \mathbf{w}^T \phi(\mathbf{x}) + \mathbf{b} - 1 + e_n \} \quad (9)$$

که در آن a_n بیانگر ضرب لاگرانژی است. شرایط مرتبه اول را می توان به صورت زیر در نظر گرفت:

$$\frac{\partial L(\mathbf{w}, \mathbf{b}, e; a)}{\partial \mathbf{w}} = 0 \Rightarrow \mathbf{w} = \sum_{n=1}^N a_n \phi(\mathbf{x}_n) \quad (10)$$

$$\frac{\partial L(\mathbf{w}, \mathbf{b}, e; a)}{\partial \mathbf{b}} = 0 \Rightarrow \sum_{n=1}^N a_n = 0$$

$$\frac{\partial L(\mathbf{w}, \mathbf{b}, e; a)}{\partial e_n} = 0 \Rightarrow a_n = \gamma e_n \quad (11)$$

$$\frac{\partial L(\mathbf{w}, \mathbf{b}, e; a)}{\partial a_n} = 0 \Rightarrow \{ \mathbf{w}^T \phi(\mathbf{x}) + \mathbf{b} \} = 1 - e_n$$

تابع رگرسیون پیش بینی مدل LS-SVR همانند مدل رگرسیون بردار پشتیبان است که با رابطه زیر مشخص می شود:

$$y(\mathbf{x}) = \sum_{n=1}^N a_n t_n K(\mathbf{x}, x_n) + \mathbf{b} \quad (12)$$

در رابطه (۱۲) $K(\mathbf{x}, x_n)$ تابع کرنل نامیده می شود که مطابق با رابطه (۱۳) به عنوان تابعی با ایجاد ضرب داخلی در فضای ویژگی معرفی می شود:

$$K(\mathbf{x}, x_n) = \langle \phi(\mathbf{x}), \phi(x_n) \rangle \quad (13)$$

توابع کرنل خطی، چندجمله ای و شعاعی را می توان در رابطه (۱۲) مورد استفاده قرار داد که از بین آن ها، کرنل شعاعی بیشترین سرعت و کمترین خطا را داراست.

مدل کریجینگ

کریجینگ یکی از مناسب ترین و پیشرفته ترین تکنیک های تحلیل داده های مکانی است. کریجینگ یک روش درون یابی بهینه است که در آن متغیرها تصادفی هستند و تابع هندسی خاصی را دنبال نمی کنند. این روش در دهه شصت توسط مهندس فرانسوی ماترون (۱۹۷۱) مورد استفاده قرار گرفت [۲۷]. کریجینگ یک برآوردگر بی طرفانه با کمترین واریانس تخمین است. شرط بی طرفانه در سایر روش های تخمین مانند فاصله معکوس و مجذور فاصله معکوس نیز اعمال می شود، اما ویژگی کریجینگ این است که ضرایب مجهول را به گونه ای تعیین می کند که واریانس تخمین ها نیز حداقل باشد [۲۸]. کریجینگ بر اساس میانگین μ ثابت برای داده ها و خطاهای تصادفی ε با وابستگی مکانی به شرح زیر است:

فاز برای ماهواره s و گیرنده r گفته می شود. مقدار bs برای کلیه ماهواره های GPS از سوی سرویس IGS در فایل های مدل جهانی GIM در اختیار قرار می گیرند. مقادیر DCB گیرنده ها در مرحله پیش پردازش مشاهدات و در نرم افزار یونولب محاسبه شده است.

کمترین مربعات ماشین بردار پشتیبان

ماشین بردار پشتیبان نوعی سیستم یادگیری کارآمد بر مبنای تئوری بهینه سازی مقید است. در این مدل از اصل استقرای کمینه سازی خطای ساختاری استفاده و به یک جواب بهینه کلی منجر می شود. در این مدل برای حل معادلات از برنامه ریزی دوگانه^۲ استفاده می شود [۲۵]؛ بنابراین، حل مسائل در ابعاد بزرگ با استفاده از مدل یاد شده، هزینه محاسباتی را به شدت افزایش می دهد. برای رفع این مشکل، سوکنز و همکاران [۲۶]، روش کمترین مربعات رگرسیون بردار پشتیبان (LS-SVR) را ارائه کردند. در این مدل از معادلات خطی ساده برای حل مسائل استفاده می شود که به طور مؤثری پیچیدگی الگوریتم را کاهش می دهد. با این حال، پیش نیاز SVR برای دستیابی به نتایج بهتر، یافتن سه پارامتر مناسب تعریف شده توسط کاربر است. در LS-SVR، تنها دو پارامتر تعریف شده توسط کاربر وجود دارد. این پارامترهای تعریف شده توسط کاربر نقش کلیدی در ساخت یک مدل رگرسیون بسیار دقیق با عملکرد تعمیم^۳ خوب دارند. مدل LS-SVR در حقیقت فرمول بندی مجدد مدل SVR است. الگوریتم LS-SVR می تواند پایداری بالاتر را مشخص کند و با سرعت بیشتری نسبت به SVR آموزش ببیند. می توان مدل رگرسیون LS-SVR را با حل مسئله بهینه سازی زیر به دست آورد:

$$\frac{\gamma}{2} \sum_{n=1}^N e_n^2 + \frac{1}{2} \|\mathbf{w}\|^2 \quad (7)$$

با محدودیت:

$$y_i = \mathbf{w}^T \cdot \Phi(x_i) + \mathbf{b} + e_i \quad (8)$$

$$i = 1, 2, \dots, N$$

در روابط بالا، γ پارامتر تنظیم کننده بخش خطا (مشابه پارامتر C در مدل SVR)، e_i خطای داده های آموزش، $\Phi(x_i)$ ترسیم غیرخطی ورودی ها در فضای ویژگی با ابعاد زیاد، پارامترهای \mathbf{w} و \mathbf{b} به ترتیب مقادیر وزن و بایاس تابع رگرسیون هستند. تابع لاگرانژ برای حل مسئله بهینه سازی (۷) به صورت زیر ساخته می شود:

ساعت است. با این حال، تحقیقات نشان داده است که تغییرات زمانی یونسفر دارای فرکانس کمتر از ۲ ساعت است. این تغییرات در طول دوره‌های فعالیت خورشیدی افزایش می‌یابد؛ بنابراین، درک رفتار زمانی یونسفر نیاز به یک مدل با رزولوشن زمانی بالاتر دارد.

پارامترهای ورودی و خروجی در مدل‌های یادگیری ماشین

مدل‌های یادگیری ماشین بر اساس پارامترهای ورودی و پارامترهای خروجی متناظر با آن آموزش داده شده و سپس مطابق با تابع هدف در نظر گرفته شده برای مدل، مرحله آموزش آن‌ها به اتمام می‌رسد. در این مقاله برای چهار مدل SVR، ANFIS، ANN و LS-SVR از هفت پارامتر طول و عرض جغرافیایی ایستگاه GPS، روز از سال^۳ (DOY)، زمان به وقت جهانی^۴ (UT)، پارامترهای ژئومغناطیسی KP و DST، همچنین پارامتر مرتبط با شاخص فعالیت‌های خورشیدی یعنی شار خورشیدی یا F10.7 به عنوان بردار ورودی استفاده می‌شود. به عبارت دیگر هم پارامترهای وابسته به مکان (طول و عرض جغرافیایی)، پارامترهای وابسته به زمان (روز از سال و زمان به وقت جهانی) و پارامترهای فیزیکی (KP، DST و F10.7) در آموزش مدل‌ها شرکت داده می‌شوند. خروجی متناظر با بردار ورودی نیز، مقادیر VTEC حاصل از مشاهدات GPS خواهد بود؛ بنابراین تابع زیر را می‌توان به عنوان رابطه مابین پارامترهای ورودی و خروجی مدل‌های یادگیری ماشین در نظر گرفت:

$$VTEC_{ANN\ ANFIS\ SVR\ LS-SVR} = f(Lat, Log, DOY, Time, KP, DST, F10.7) \quad (18)$$

تابع هدف^۵ (تابع هزینه) تعریف شده برای همه مدل‌های یادگیری ماشین مورد استفاده در این مقاله، به صورت زیر می‌باشد:

$$C = \sum_{i=1}^N (VTEC_{GPS}^i - VTEC_{model}^i)^2 \quad (19)$$

در رابطه (۱۹) $VTEC_{GPS}$ بیانگر مقادیر حاصل از GPS، $VTEC_{model}$ نشان‌دهنده مقادیر حاصل از مدل‌های یادگیری ماشین و N تعداد نمونه‌های مورد آزمون را نشان می‌دهند.

شاخص‌های آماری

ارزیابی نتایج مدل‌های ANN، ANFIS، SVR، LS-SVR، کریجینگ، IRI2016 و GIM در مدل‌سازی زمانی-مکانی محتوای الکترون کلی

$$Z(x_0) = \mu(x_0) + \varepsilon(x_0) \quad (14)$$

که در آن $Z(x_0)$ متغیر مورد نظر، $\mu(x_0)$ روند قطعی و $\varepsilon(x_0)$ خطای همبستگی است [۲۹]. در الگوریتم معمولی کریجینگ، معادله (۱۴) را می‌توان به صورت زیر ارائه نمود:

$$Z(x_0) = \mu(x_0) + \sum_{i=1}^n \lambda_i [z(x_i) - \mu(x_0)] \quad (15)$$

که در آن n تعداد نقاط نمونه مورد استفاده برای تخمین است، λ_i وزنی است که به نقطه نمونه برداری شده (x_i) اختصاص داده شده است، $\sum_{i=1}^n \lambda_i = 1$ یک شرط است [۳۰]. کریجینگ یکی از مناسب‌ترین روش‌های درون‌یابی مکانی است زمانی که فاصله همبستگی مکانی یا سوگیری جهتی در داده‌ها مشخص باشد. بایستی اشاره شود که در این مقاله از مدل کریجینگ معمولی^۱ استفاده شده است. در این روش برای بیان تغییرات مکانی از پراش نگار استفاده می‌شود و خطای مقادیر پیش‌بینی شده را با توجه به توزیع فضایی داده‌های پیش‌بینی شده، کمینه می‌کند. روش عمومی محاسبه کریجینگ بر اساس معادله زیر می‌باشد:

$$Z_0^1 = \sum_{i=1}^N w_i z_i \quad (16)$$

در این معادله Z_0^1 برابر با مقادیر برآورد شده، w_i برابر با وزن و z_i برابر با مقادیر نمونه است. وزن‌ها به درجه همبستگی بین نقاط نمونه و نقاط برآورد شده بستگی دارد و همیشه جمع آن‌ها برابر با یک است. برای محاسبه وزن از معادله ماتریسی استفاده می‌شود.

مدل GIM

نقشه‌های جهانی یونسفر (GIM-TEC) توسط IGS در یک بازه زمانی ۲ ساعته ارائه می‌شود. توابع هارمونیک کروی (SH) برای مدل‌سازی VTEC در یک چارچوب مرجع ژئومغناطیسی خورشیدی مطابق با معادله زیر استفاده می‌شود [۳۱]:

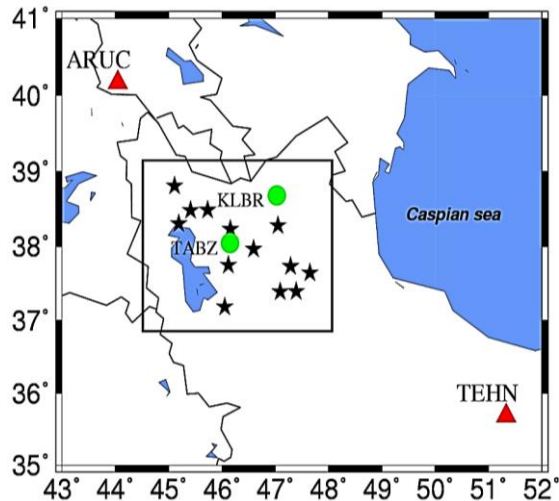
$$VTEC(\varphi, \lambda) = \sum_{n=0}^{n_{max}} \sum_{m=0}^n \tilde{P}_{mn}(\sin \varphi) (a_{nm} \cos(m\lambda) + b_{nm} \sin(m\lambda)) \quad (17)$$

در رابطه (۱۷) φ بیانگر عرض جغرافیایی ژئومغناطیسی نقطه نفوذ یونسفری^۲ (IPP) است، λ طول جغرافیایی ثابت خورشیدی در نقطه IPP، n و m به ترتیب درجه و مرتبه مدل، \tilde{P}_{mn} تابع لژاندر نرمالیزه شده، a_{nm} و b_{nm} به ترتیب ضرایب مجهول و پارامترهای مدل GIM هستند. رزولوشن زمانی TEC محاسبه شده با مدل GIM، ۲

4. Universal Time
5. Cost Function

1. Ordinary Kriging
2. Ionospheric Pierce Point
3. Day of Year

(ستاره‌های سیاه)، ایستگاه‌های کنترل داخلی (دایره‌های سبز) و ایستگاه‌های کنترل خارجی (مثلث‌های قرمز) را نشان می‌دهد. همچنین در این شکل، مستطیل سیاه محدوده مدل‌سازی را نمایش می‌دهد.



شکل ۱- چگونگی توزیع مکانی ایستگاه‌های آموزش (ستاره‌های سیاه)، ایستگاه‌های کنترل داخلی (دایره‌های سبز) و ایستگاه‌های کنترل خارجی (مثلث‌های قرمز).

Fig. 1. The spatial distribution of training stations (black stars), internal control stations (green circles) and external control stations (red triangles).

مطابق با الگوریتم ارائه شده در بخش استخراج مشاهدات TEC دقیق و با استفاده از نرم‌افزار IONOLAB مقادیر VTEC در روزهای ۱۹۳ الی ۲۲۸ محاسبه شده و به‌عنوان خروجی مطلوب در مدل‌های یادگیری ماشین و مدل کریجینگ مورد استفاده قرار می‌گیرند. بایستی اشاره شود که انحراف معیار مقادیر VTEC محاسبه شده برای کلیه ایستگاه‌های مورد استفاده در این تحقیق، $0.97/TECU$ است. به عبارت دیگر، مقادیر VTEC ورودی به مدل‌های یادگیری ماشین و مدل کریجینگ خود دارای خطای $0.97/TECU$ هستند. فلوجارت چگونگی انجام مراحل آموزش و آزمون مدل‌های یادگیری ماشین و مدل کریجینگ در شکل (۲) نمایش داده شده است. مطابق با فلوجارت ارائه شده در شکل (۲) فرآیند اعتبارسنجی مدل‌ها در ایستگاه‌های کنترل داخلی و خارجی انجام گرفته است. به این صورت که مقدار TEC دقیق حاصل از GPS در این ایستگاه‌ها مشخص می‌باشد. پس از مرحله آموزش مدل‌های یادگیری ماشین و مدل کریجینگ، متغیرهای ورودی به مدل‌ها معرفی شده و مقدار TEC با مدل‌های یادگیری ماشین و مدل کریجینگ برآورد می‌شود. این مقدار با مقدار دقیق حاصل از GPS مقایسه شده و خطای مدل‌ها در ایستگاه‌های کنترل داخلی و خارجی محاسبه و ارزیابی می‌شود.

یونسفر با استفاده از مقادیر VTEC حاصل از GPS به‌عنوان مشاهده مرجع انجام می‌گیرد. پارامترهای آماری خطای نسبی، ضریب همبستگی و همچنین RMSE جهت بررسی دقت و صحت مدل‌ها استفاده می‌شوند. این پارامترها با روابط زیر محاسبه می‌شوند:

$$Re.(\%) = \frac{|VTEC_{model} - VTEC_{GPS}|}{VTEC_{GPS}} \times 100 \quad (20)$$

$$R = \frac{\sum_{i=1}^N (VTEC_{model}^i - \overline{VTEC}_i) \times (VTEC_{GPS}^i - \overline{VTEC}_{GPS}^i)}{\sqrt{\sum_{i=1}^N (VTEC_{model}^i - \overline{VTEC}_i)^2} \times \sqrt{\sum_{i=1}^N (VTEC_{GPS}^i - \overline{VTEC}_{GPS}^i)^2}} \quad (21)$$

$$RMSE = \sqrt{\frac{1}{M} \sum_{m=1}^M (VTEC_{model}^m - VTEC_{GPS}^m)^2} \quad (22)$$

در روابط بالا، $VTEC_{GPS}$ بیانگر مقدار حاصل از مشاهدات GPS (مشاهده مرجع) و $VTEC_{model}$ نشان‌دهنده مقدار حاصل از مدل‌ها می‌باشند. کمینه مقادیر خطای نسبی و RMSE صفر است. هرچه قدر مقادیر این دو پارامتر به صفر نزدیک‌تر باشند، نشان‌دهنده دقت بالاتر مدل مورد نظر است. ضریب همبستگی بیانگر همبستگی موجود در دو متغیر مورد مقایسه است. به عبارت دیگر این شاخص تغییرات دو متغیر را نسبت به هم بیان می‌کند. مقدار این ضریب در بازه $[0, 1]$ است. اگر ضریب همبستگی دو متغیر به یک نزدیک‌تر باشد نشان‌دهنده همبستگی بالای آن‌ها است. ضریب همبستگی صفر نشان‌دهنده عدم وجود همبستگی مابین دو متغیر است.

منطقه مورد مطالعه و مشاهدات مورد استفاده

برای ارزیابی مدل LS-SVR از مشاهدات ۱۵ ایستگاه GPS در شمال غرب ایران استفاده شده است. مشاهدات در بازه زمانی ۱۹۳ تا ۲۲۸ (۳۶ روز) در سال ۱۳۹۱ می‌باشد. کلیه فایل‌های راینکس^۱ مربوط به ایستگاه‌های GPS از سازمان نقشه‌برداری کشور^۲ (NCC) تهیه شده است. ارتفاع این ایستگاه‌ها از ۱۲۸۰ تا ۱۹۵۲ متر بالاتر از سطح متوسط دریا^۳ (MSL) متغیر است. همچنین برای غلبه بر خطای چند مسیری از آنتن چوک با زاویه ارتفاعی بالای ۱۵ درجه استفاده شده است. دلیل اصلی انتخاب این بازه زمانی برای ارزیابی مدل‌ها، در دسترس بودن مجموعه کاملی از مشاهدات ایستگاه‌های GPS است. لازم به ذکر است که از ۱۵ ایستگاه مورد استفاده، دو ایستگاه TABZ (38.04° N, 46.15° E) و KLBR (38.68° N, 47.03° E) به‌عنوان ایستگاه‌های کنترل داخلی^۴ انتخاب شده‌اند. به‌منظور ارزیابی دقت مدل‌ها خارج از محدوده شبکه GPS مورد مطالعه، ایستگاه‌های ARUC (40.17° N, 44.05° E) و TEHN (35.69° N, 51.33° E) به‌عنوان ایستگاه‌های کنترل خارجی^۵ انتخاب شده‌اند. شکل (۱) چگونگی توزیع ایستگاه‌های GPS

4. Interior Control Stations
5. Exterior Control Stations

1. Rinex
2. National Cartographic Center
3. Mean Sea Level

مربوط به بردار ورودی نیز به‌عنوان خروجی مدل‌ها در نظر گرفته می‌شود. پایگاه داده آموزش مدل‌ها شامل ۵۶۱۶ بردار ورودی و خروجی می‌باشد. جدول (۱) مقادیر RMSE، ضریب همبستگی و زمان همگرایی را در مرحله آموزش مدل‌های ANN، ANFIS، SVR و LS-SVR نشان می‌دهد. لازم به ذکر است که در این مقایسه VTEC به‌دست آمده از GPS به‌عنوان مشاهده مرجع در نظر گرفته شده است. همچنین محاسبات تمامی مدل‌ها بر روی کامپیوتری با سخت‌افزار و نرم‌افزار یکسان انجام شده است.

جدول ۱- مقادیر RMSE (TECU)، ضریب همبستگی و زمان همگرایی (برحسب ثانیه) در مرحله آموزش مدل‌های ANN، ANFIS، SVR و LS-SVR.

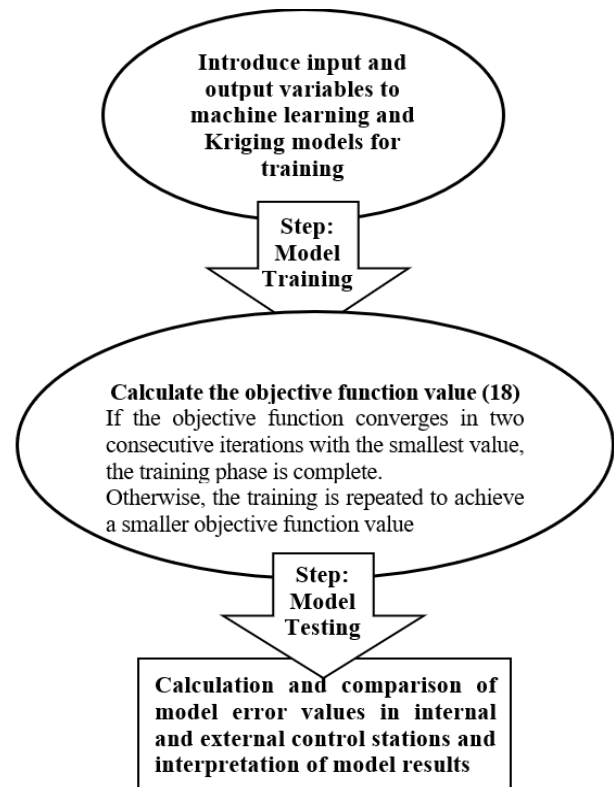
Table 1. RMSE (TECU) values, correlation coefficients, and convergence time (in seconds) in the training phase of ANN, ANFIS, SVR, and LS-SVR models.

Models	RMSE Error (TECU)	Training Correlation Coefficient	Convergence Time (in seconds)
Model ANN	1.82	0.93	88
Model ANFIS	1.52	0.95	342
Model SVR	1.28	0.97	79
Model LS-SVR	0.67	0.98	19

با توجه به جدول (۱)، نتایج مرحله آموزش مدل LS-SVR در هر سه پارامتر بهتر از مدل‌های دیگر است. در این مدل داده‌ها بر اساس کرنل شعاعی و معادلات خطی ساده آموزش داده می‌شوند؛ اما در ANN، ANFIS و SVR وزن اولیه کاملاً تصادفی است و خوشه‌بندی در حین آموزش و الگوریتم تکرار انجام می‌شود. در نتیجه مدل LS-SVR از دقت بالاتر و زمان همگرایی کمتری نسبت به مدل‌های دیگر در مرحله آموزش برخوردار است.

مرحله آزمون مدل‌های ANN، ANFIS، SVR و LS-SVR، کریجینگ، GIM و IRI2016

پس از مرحله آموزش مدل‌های یادگیری ماشین و انتخاب ساختار بهینه برای مدل‌ها، حال می‌توان از این مدل‌ها برای برآورد مقدار VTEC استفاده کرد. در این مرحله با مدل‌های آموزش دیده، مقدار VTEC در ایستگاه‌های کنترل داخلی برآورد و با مقدار VTEC به‌دست آمده از GPS (GPS-VTEC) مقایسه می‌شود. لازم به ذکر است که دو ایستگاه کنترل داخلی به‌گونه‌ای انتخاب شده‌اند که دقت مدل‌ها در شرایط متفاوت مورد ارزیابی قرار گیرد. به عبارت دیگر، ایستگاه کنترل TABZ توسط ایستگاه‌های آموزشی احاطه شده است، اما ایستگاه KLBR از ایستگاه‌های آموزشی



شکل ۲- فلوچارت چگونگی استفاده از مدل‌های ANN، ANFIS، SVR، LS-SVR و کریجینگ جهت برآورد مقدار TEC و ارزیابی دقت آن‌ها.

Fig. 2. Flowchart of how to use ANN, ANFIS, SVR, LS-SVR and Kriging models to estimate TEC value and evaluate their accuracy.

نتایج عددی و بحث

در این بخش نتایج عددی و آنالیزهای انجام گرفته در مراحل آموزش و آزمون برای مدل‌های مختلف ارائه شده و نتایج حاصل، تفسیر می‌شوند.

مرحله آموزش مدل‌های ANN، ANFIS، SVR و LS-SVR

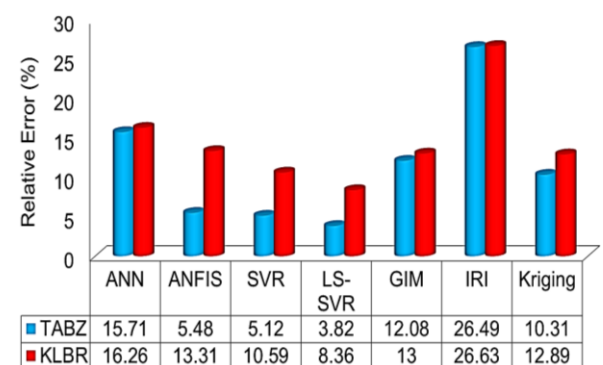
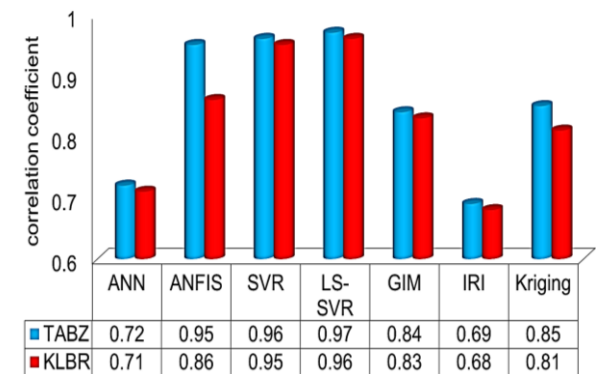
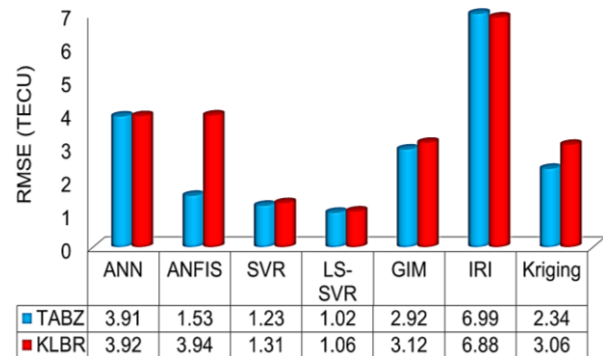
در مرحله آموزش ساختار بهینه مدل‌ها مشخص می‌شود. بنابراین ساختاری بهینه است، که در آن خطای مدل حداقل شده و ضریب همبستگی بین خروجی مدل و خروجی واقعی، بالاترین مقدار را دارد. همچنین در تمامی مدل‌ها زمان همگرایی به جواب بهینه اندازه‌گیری می‌شود. اگر زمان همگرایی مدل به جواب بهینه کم باشد، مدل از سرعت محاسباتی بالاتری برخوردار است؛ بنابراین، سه پارامتر RMSE، ضریب همبستگی و زمان همگرایی برای همه مدل‌ها در مرحله آموزش مقایسه می‌شوند. برای مدل‌های ANN، ANFIS، SVR و LS-SVR، بردار ورودی شامل طول و عرض جغرافیایی ایستگاه GPS، DOY، زمان، KP، DST و F10.7 است. مقدار VTEC

در شکل (۳) مقادیر شاخص‌های RMSE، خطای نسبی و ضریب همبستگی در بازه‌های زمانی دو ساعته و روزانه محاسبه شده و سپس، میانگین کل ۳۶ روز مورد بررسی، ارائه شده است. نتایج شکل (۳) نشان می‌دهد که در هر دو ایستگاه کنترل داخلی، مدل LS-SVR از دقت بالاتری نسبت به سایر مدل‌ها برخوردار است. همچنین خطای RMSE و خطای نسبی مدل‌های ANN، ANFIS، SVR، کریجینگ و LS-SVR در ایستگاه KLBR بیشتر از ایستگاه TABZ است. مطابق شکل (۱)، ایستگاه کنترل TABZ توسط ایستگاه‌های آموزشی احاطه شده است. در نتیجه مشاهدات آموزشی بیشتری برای این ایستگاه در پایگاه داده وجود دارد.

خطای مدل GIM در هر دو ایستگاه کنترل داخلی بیشتر از مدل‌های ANN، ANFIS، SVR، کریجینگ و LS-SVR بوده و کمتر از مدل ANN است. مدل GIM مبتنی بر توابع هارمونیک کروی است. ضرایب این مدل با استفاده از مشاهدات ایستگاه‌های شبکه جهانی IGS برآورد می‌شوند؛ بنابراین، این یک مدل جهانی یونسفری است. در ایران به دلیل وجود تنها دو ایستگاه IGS، دقت TEC ارائه شده توسط مدل GIM پایین است. خطای مدل تجربی IRI2016 در هر دو ایستگاه کنترل داخلی بیشتر از سایر مدل‌ها است. مدل IRI یک مدل پیش‌بینی یونسفر است. دقت این مدل به دقت مشاهدات ایستگاه‌های یونسوند و ISR بستگی دارد. به دلیل عدم وجود ایستگاه‌های یونسوند و ISR در ایران، دقت مدل IRI پایین است. نکته مهم دیگر در شکل (۳) این است که ضریب همبستگی VTEC حاصل از مدل GIM با GPS زیاد است ($R=0.84$). این نشان می‌دهد که GIM به درستی تغییرات زمانی و مکانی را در VTEC تشخیص می‌دهد؛ اما دقت مدل‌سازی محلی آن پایین است. میانگین خطای RMSE مدل‌های ANN، ANFIS، SVR، کریجینگ، LS-SVR، GIM و IRI2016 در دو ایستگاه کنترل داخلی به ترتیب برابر با $۱/۲۷$ ، $۲/۷۳$ ، $۳/۹۱$ ، $۱/۲۷$ ، $۲/۷۰$ ، $۱/۰۴$ ، $۳/۰۲$ و $۶/۹۳$ TECU شده است؛ به عبارت دیگر در دو ایستگاه کنترل داخلی کمترین مقدار خطا مربوط به مدل‌های SVR و LS-SVR است.

برای تجزیه و تحلیل دقیق‌تر دقت مدل‌های یادگیری ماشین در مقایسه با مدل‌های جهانی، تجربی یونسفر و مدل کریجینگ، دو ایستگاه کنترل خارج از محدود شبکه GPS در نظر گرفته شده است. هر دو ایستگاه جزء ایستگاه‌های شبکه جهانی IGS هستند. برای تحلیل خطای مدل‌ها دو سناریو در نظر گرفته شده است: آموزش مدل‌ها بدون استفاده از مشاهدات ایستگاه‌های کنترل خارجی و مجدداً آموزش مدل‌ها با استفاده از مشاهدات ایستگاه‌های کنترل خارجی. شکل (۴) نتایج این دو سناریو را نشان می‌دهد. لازم به ذکر است که میانگین RMSE برای تمام روزها در این دو شکل نشان داده شده است. همچنین VTEC حاصل از GPS به‌عنوان مشاهده مرجع در نظر گرفته شده است.

دورتر است. همچنین از مشاهدات ایستگاه‌های کنترل داخلی در مرحله آموزش استفاده نمی‌شود. شکل (۳) مقادیر RMSE، ضریب همبستگی و خطای نسبی مدل‌های ANN، ANFIS، SVR، LS-SVR، کریجینگ، GIM و IRI2016 را در دو ایستگاه کنترل داخلی نشان می‌دهد. لازم به ذکر است در تمامی محاسبات و مقایسه‌ها، VTEC حاصل از GPS به‌عنوان مشاهده مرجع در نظر گرفته شده است.



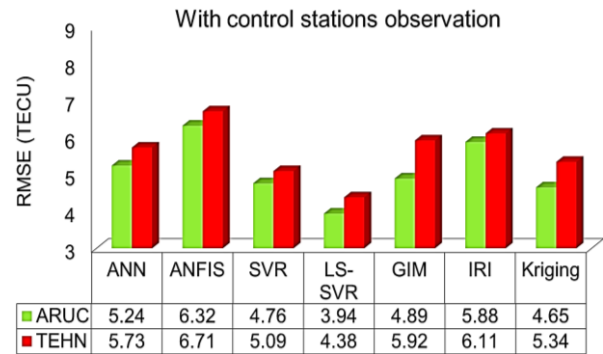
شکل ۳- مقایسه میانگین خطای RMSE (TECU)، ضریب همبستگی و خطای نسبی (بر حسب درصد) در ایستگاه‌های کنترل داخلی TABZ و KLBR برای مدل‌های ANN، ANFIS، SVR، LS-SVR، کریجینگ، GIM و IRI2016 در مرحله آزمون.

Fig. 3. Comparison of average RMSE error (TECU), correlation coefficient and relative error (in percent) in indoor control stations TABZ and KLBR for ANN, ANFIS, SVR, LS-SVR, Kriging, GIM and IRI2016 models in the test stage.

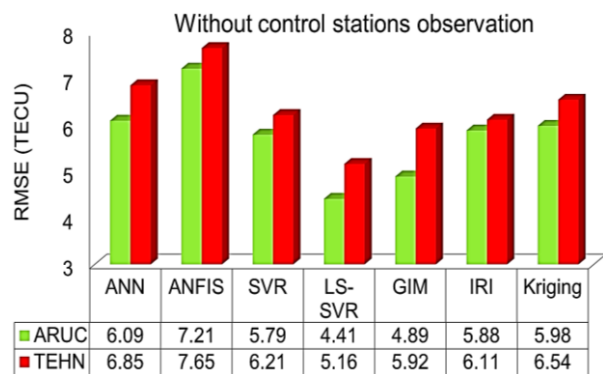
مدل‌های ML در محدوده شبکه GPS بالاست. با دور شدن از محدوده شبکه، دقت مدل‌ها به شدت کاهش می‌یابد. نتایج شکل (۴) نشان می‌دهد که RMSE مدل ANFIS در هر دو حالت به شدت افزایش یافته است. قوانین اگر-آنگاه فازی مدل ANFIS در محدوده شبکه GPS دارای اعتبار هستند. با این حال، با دور شدن از محدوده شبکه، اعتبار این قوانین به شدت کاهش می‌یابد. این عامل باعث کاهش دقت مدل ANFIS در ایستگاه‌های کنترل خارجی شده است. لازم به ذکر است که دقت مدل LS-SVR در هر دو ایستگاه کنترل خارجی و در هر دو حالت بالاتر از مدل‌های GIM و IRI2016 می‌باشد. در مدل کریجینگ زمانی که مشاهدات ایستگاه‌ها در مرحله سرشکنی و برآورد ضرایب مدل استفاده شده، خطا کمتر از حالت بدون استفاده از مشاهدات ایستگاه‌های کنترل خارجی است. این مقایسه نشان می‌دهد مدل LS-SVR می‌تواند جایگزین مدل‌های جهانی و تجربی در خارج از محدوده شبکه GPS باشد.

یکی از کاربردهای اصلی مدل‌سازی دقیق VTEC استفاده از آن در تعیین موقعیت نقطه‌ای دقیق (PPP) با گیرنده‌های تک فرکانس است. معمولاً در یک گیرنده تک فرکانس، یک مدل یونسفری با دقت بالا برای تعیین موقعیت دقیق مورد نیاز است. روش PPP به‌عنوان یک رویکرد بهینه برای ارائه موقعیت ژئودتیک نقطه در حالت استاتیکی و کینماتیکی با استفاده از تمامی منظومه‌های تعیین موقعیت GNSS^۱ موجود است. برای تعیین موقعیت در حالت استاتیک و با استفاده از مشاهدات ۲۴ ساعته، روش PPP می‌تواند دقت‌های در سطح میلی‌متر را برای همه مؤلفه‌های مختصاتی (طول، عرض و ارتفاع) ارائه دهد. در این رویکرد، داده‌های تک فرکانس در حالت PPP پردازش می‌شوند، اگرچه همه ایستگاه‌های GPS در منطقه مورد مطالعه مشاهدات دو فرکانسه را دریافت می‌کنند. هدف استفاده از داده‌های تک فرکانس تنها اعمال مدل‌های یونسفر برای اصلاح تأخیرهای یونسفری است. به‌جای استفاده از مشاهدات دو فرکانس که اثرات یونسفر را کلاً از بین می‌برد. از آنجایی که تأخیر یونسفری، خطای غالب در روش PPP با مشاهدات تک فرکانس است، نتایج آن را می‌توان به‌عنوان شاخصی برای ارزیابی دقت مطلق مدل‌های یونسفری استفاده کرد.

با استفاده از VTEC به‌دست آمده از مدل‌های یادگیری ماشین ارزیابی شده در این مقاله، انکسار یونسفری محاسبه شده و سپس مشاهدات راینکس ایستگاه‌های کنترل تصحیح می‌شود. مختصات دو ایستگاه کنترل داخلی با استفاده از مشاهدات تصحیح شده و نرم‌افزار برنیز برآورد می‌شوند. همچنین با حالت تفاضلی، مختصات دقیق ایستگاه‌های کنترل، مجدداً تخمین زده می‌شود. مختصات حاصل از دو روش (برآورد با برنیز و محاسبه از حالت تفاضلی) مقایسه شده و RMSE مدل‌ها، محاسبه می‌شوند. برای ارزیابی دقیق‌تر، نتایج RMSE مؤلفه‌های مختصاتی روزهای ۱۹۷ و ۲۰۲ که فعالیت‌های خورشیدی و



(A)

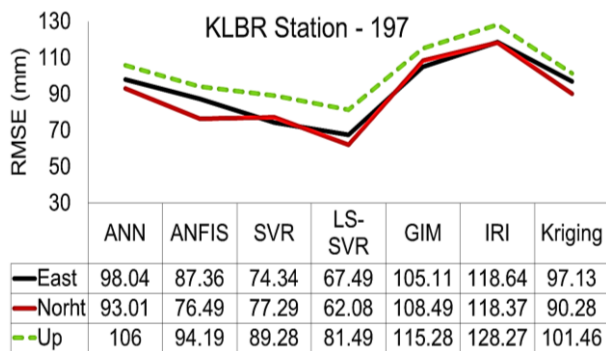


(B)

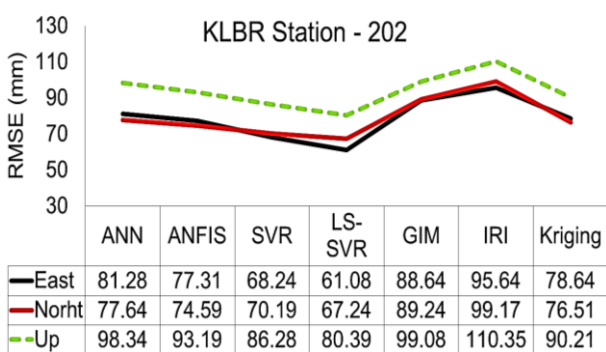
شکل ۴- مقایسه میانگین RMSE (بر حسب TECU) در ۳۶ روز مورد بررسی برای مدل‌های ANN، ANFIS، SVR، کریجینگ، LS-SVR، GIM و IRI2016 در دو ایستگاه کنترل خارجی در حالت استفاده از مشاهدات این ایستگاه‌ها در مرحله آموزش (شکل الف) و عدم استفاده از مشاهدات در مرحله آموزش (شکل ب).

Fig. 4. Comparison of average RMSE (in terms of TECU) in the 36 days investigated for ANN, ANFIS, SVR, Kriging, LS-SVR, GIM and IRI2016 models in two external control stations in the mode of using the observations of these stations in the training phase (Figure A) and Not using observations in the training phase (Figure B).

مقایسه نتایج دو سناریو در نظر گرفته شده برای ارزیابی ایستگاه‌های کنترل خارجی به وضوح نشان می‌دهد که RMSE تمام مدل‌های یادگیری ماشین در حالت استفاده از مشاهدات برای مرحله آموزش کمتر از حالت دیگر است؛ به عبارت دیگر، خطای RMSE مدل‌ها زمانی کاهش می‌یابد، که از مشاهدات ایستگاه‌های کنترل در مرحله آموزش استفاده شود. در هر دو حالت ارزیابی شده RMSE، مدل LS-SVR در هر دو ایستگاه کنترل خارجی کمتر از مدل‌های دیگر است. شایان ذکر است که RMSE مدل‌های یادگیری ماشین در ایستگاه‌های کنترل خارجی تقریباً سه برابر RMSE این مدل‌ها در ایستگاه‌های کنترل داخلی است. این نشان می‌دهد که دقت



(A)



(B)

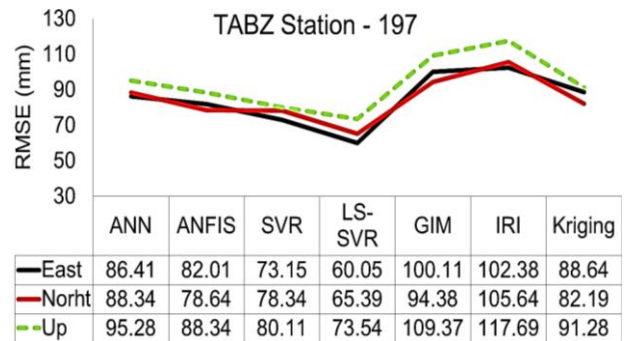
شکل ۶- تجزیه و تحلیل خطای RMSE (بر حسب میلی‌متر) در مؤلفه‌های مختصاتی ایستگاه کنترل داخلی KLBR برای مدل‌های ANN، ANFIS، SVR، کریجینگ، LS-SVR، GIM و IRI2016 در روز ۱۹۷ (شکل الف) و روز ۲۰۲ (شکل ب).

Fig. 6. RMSE error analysis (in mm) in coordinate components of KLBR indoor control station for ANN, ANFIS, SVR, Kriging, LS-SVR, GIM and IRI2016 models on day 197 (Figure a) and day 202 (Figure b).

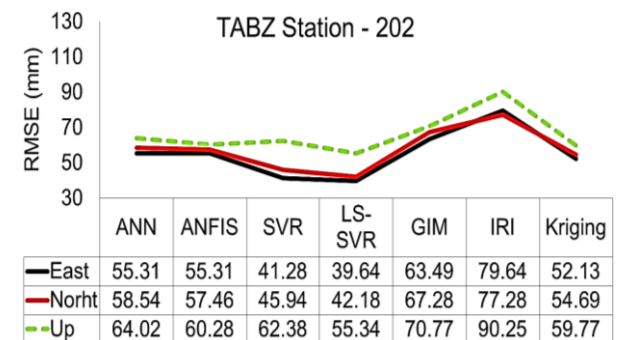
مدل‌سازی مکانی-زمانی VTEC

پس از آموزش و تست مدل‌های ANN، ANFIS، SVR، کریجینگ و LS-SVR، حال می‌توان با استفاده از مدل‌های آموزش‌دیده، تغییرات مکانی-زمانی VTEC را در محدوده شبکه GPS برآورد کرد. در مراحل آنالیز خطای مدل‌ها، مدل LS-SVR نسبت به مدل‌های دیگر خطای کمتری داشته است؛ بنابراین در این بخش VTEC حاصل از این مدل با GPS-VTEC و IRI-VTEC مقایسه شده است. شکل (۷) تا شکل (۱۰) نتایج این مقایسه را برای ایستگاه‌های کنترل داخلی TABZ و KLBR نشان می‌دهد. همچنین در دو شکل (۸) و (۱۰)، تفاضل GPS-VTEC و VTEC مدل‌های LS-SVR و IRI2016 نشان داده شده است.

ژئومغناطیسی متفاوتی دارند، در دو ایستگاه کنترل داخلی TABZ و KLBR در شکل‌های (۵، ۶) نشان داده شده است. روز ۱۹۷ دارای فعالیت خورشیدی و ژئومغناطیسی بالاتری نسبت به روز ۲۰۲ است.



(A)



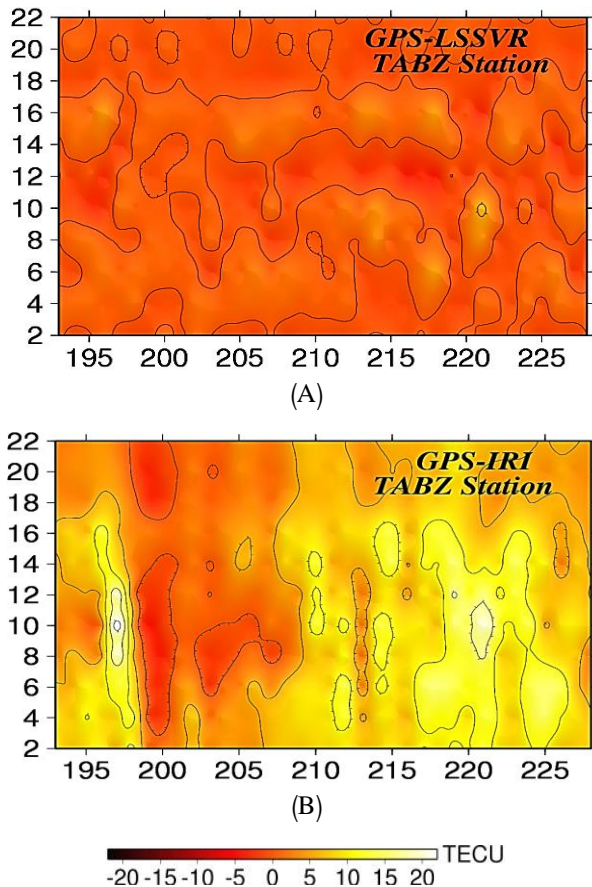
(B)

شکل ۵- تجزیه و تحلیل خطای RMSE (بر حسب میلی‌متر) در مؤلفه‌های مختصاتی ایستگاه کنترل داخلی TABZ برای مدل‌های ANN، ANFIS، SVR، کریجینگ، LS-SVR، GIM و IRI2016 در روز ۱۹۷ (شکل الف) و روز ۲۰۲ (شکل ب).

Fig. 5. Analysis of RMSE error (in mm) in coordinate components of TABZ indoor control station for ANN, ANFIS, SVR, Kriging, LS-SVR, GIM and IRI2016 models on day 197 (Figure a) and day 202 (Figure b).

دقت تعیین موقعیت با مدل‌های ANN، ANFIS، SVR، کریجینگ، LS-SVR، GIM و IRI2016 در ایستگاه کنترل TABZ بالاتر از KLBR است. تحلیل RMSE مؤلفه‌های مختصاتی ایستگاه‌های کنترل TABZ و KLBR نشان می‌دهد که در هر دو ایستگاه، مدل LS-SVR دارای RMSE کمتری نسبت به سایر مدل‌های دیگر است. مقایسه نتایج دو ایستگاه کنترل داخلی نشان دهنده بهبود ۱۰ تا ۵۴ میلی‌متری دقت تعیین موقعیت با استفاده از مدل LS-SVR نسبت به مدل‌های دیگر است. نتایج شکل‌های بالا نشان می‌دهد که برای مدل تجربی IRI2016 و مدل جهانی GIM در دو ایستگاه کنترل داخلی، خطای دقت تعیین موقعیت بهبود چندانی نداشته است. نکته مهم دیگر این است که RMSE همه مدل‌ها در فعالیت خورشیدی و ژئومغناطیسی بالا، بیشتر از حالت فعالیت‌های پایین است.

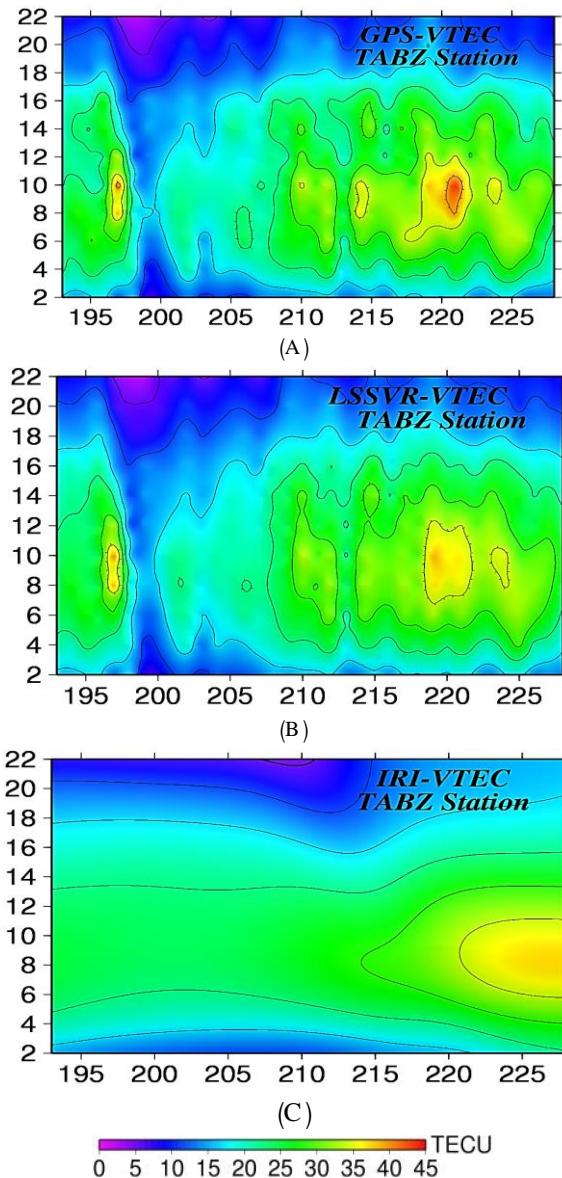
می‌دهد). بیشینه مقدار VTEC در روزهای ۲۱۹ تا ۲۲۳ و در بازه زمانی ۸ تا ۱۰ UT رخ داده است. مدل LS-SVR همچنین بیشینه تغییرات VTEC را مطابق با VTEC حاصل از GPS نشان می‌دهد. با این حال، برای مدل تجربی IRI2016، یک بیشینه VTEC در روزهای ۲۲۵ تا ۲۲۸ مشاهده می‌شود. این تغییرات با GPS-VTEC سازگار نیستند.



شکل ۸- تفاضل VTEC حاصل از GPS با VTEC مدل LS-SVR (شکل الف) و VTEC حاصل از مدل IRI (شکل ب) در ایستگاه کنترل داخلی TABZ، محور افقی نشان‌دهنده روز از سال (DOY) است و محور عمودی زمان به وقت جهانی (UT) را نشان می‌دهد.

Fig. 8. Difference of VTEC from GPS with VTEC from LS-SVR model (Figure a) and VTEC from IRI model (Figure b) at indoor control station TABZ, the horizontal axis represents the day of the year (DOY) and the vertical axis is the Universal Time (UT) is showing.

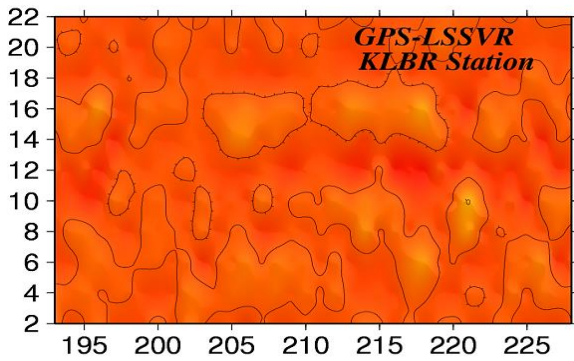
در ایستگاه کنترل KLBR، مدل LS-SVR تغییرات زمانی VTEC را مطابق با VTEC حاصل از GPS نشان می‌دهد؛ اما VTEC حاصل از مدل تجربی IRI2016 با GPS-VTEC در حدود ۰ تا ۲۰/۷۵ TECU تفاوت وجود دارد. همچنین نتایج ایستگاه کنترل KLBR نشان می‌دهد که مدل LS-SVR از قابلیت و دقت بسیار بالایی در نشان دادن تغییرات زمانی یونسفر در مدل‌سازی محلی برخوردار است.



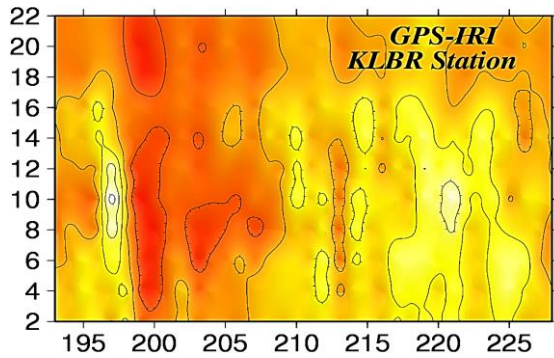
شکل ۷- مقایسه GPS-VTEC (شکل الف)، LSSVR-VTEC (شکل ب) و IRI-VTEC (شکل ج) در ایستگاه کنترل داخلی TABZ، محور افقی نشان‌دهنده روز از سال (DOY) است و محور عمودی زمان به وقت جهانی (UT) را نشان می‌دهد.

Fig. 7. Comparison of GPS-VTEC (Figure A), LSSVR-VTEC (Figure B) and IRI-VTEC (Figure C) at TABZ indoor control station. The horizontal axis represents the day of the year (DOY) and the vertical axis represents the time in Universal Time (UT).

مقایسه GPS-VTEC و VTEC حاصل از مدل LS-SVR تفاوتی در حدود ۰ تا ۴/۷۵ TECU را نشان می‌دهد؛ اما برای مدل IRI2016 تفاوت در حدود ۰ تا ۱۷/۵۰ TECU دیده می‌شود. این مقایسه نشان می‌دهد که مدل تجربی IRI2016 دقت محلی بسیار پایینی دارد. مدل LS-SVR تغییرات زمانی VTEC را مطابق با GPS-VTEC تخمین زده است (چگونگی تغییرات منحنی میزان‌ها در شکل ۷) این موضوع را نشان



(A)



(B)

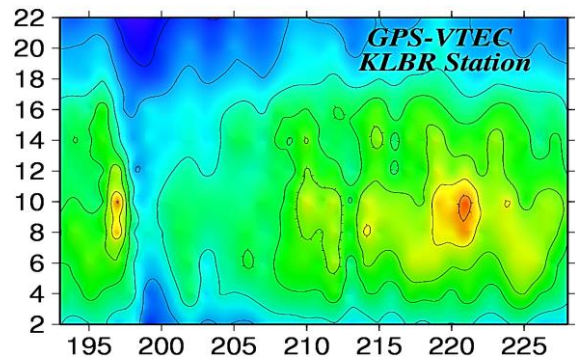


شکل ۱۰- تفاوت VTEC حاصل از GPS با VTEC از مدل LS-SVR (شکل الف) و VTEC حاصل از مدل IRI (شکل ب) در ایستگاه کنترل داخلی KLBR. محور افقی نشان‌دهنده روز از سال (DOY) است و محور عمودی زمان به وقت جهانی (UT) را نشان می‌دهد.

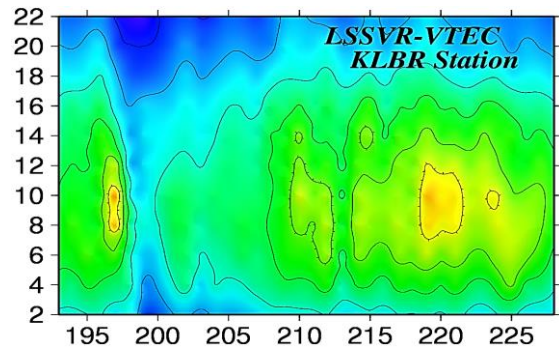
Fig. 10. Difference of VTEC from GPS with VTEC from LS-SVR model (Figure a) and VTEC from IRI model (Figure b) at indoor control station KLBR, horizontal axis represents day of year (DOY) and vertical axis is Universal Time (UT) is showing.

پیش‌بینی زمانی VTEC

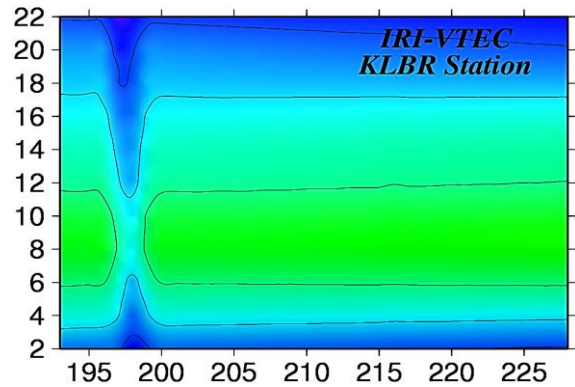
به‌منظور ارزیابی قابلیت مدل LS-SVR در برآورد مقدار VTEC، در این بخش سری‌های زمانی مورد تجزیه و تحلیل قرار گرفته است. در این مقاله از مشاهدات ۳۶ روزه در ۱۵ ایستگاه GPS برای ارزیابی و آنالیز خطای مدل‌ها استفاده شده است. برای تحلیل خطای مدل جدید در پیش‌بینی سری زمانی VTEC، از مشاهدات ۳۵ روز برای آموزش استفاده می‌شود و مقدار VTEC برای روز ۳۶ پیش‌بینی می‌شود. این ارزیابی در ایستگاه‌های کنترل داخلی TABZ و KLBR انجام می‌شود. در هر دو ایستگاه کنترل، مقدار VTEC با مدل LS-SVR برآورد شده و سپس با VTEC به‌دست آمده از GPS و همچنین مدل‌های GIM و IRI2016 مقایسه می‌شود. شکل‌های (۱۱، ۱۲) قدر مطلق تفاضل مابین GPS-



(A)



(B)



(C)



شکل ۹- مقایسه GPS-VTEC (شکل الف)، LSSVR-VTEC (شکل ب) و IRI-VTEC (شکل ج) در ایستگاه کنترل داخلی KLBR. محور افقی نشان‌دهنده روز از سال (DOY) است و محور عمودی زمان به وقت جهانی (UT) را نشان می‌دهد.

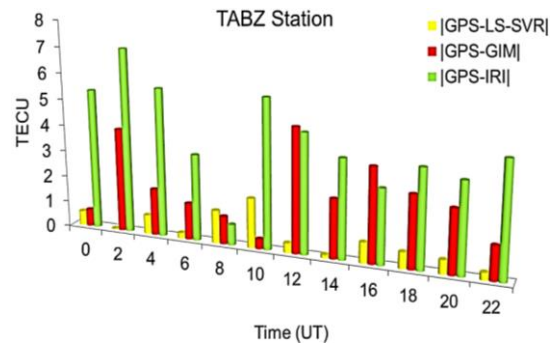
Fig. 9. Comparison of GPS-VTEC (Figure A), LSSVR-VTEC (Figure B) and IRI-VTEC (Figure C) at the indoor control station KLBR. The horizontal axis represents the day of the year (DOY) and the vertical axis represents the time in Universal Time (UT).

نتیجه‌گیری و بحث

هدف از این مقاله مدل‌سازی و پیش‌بینی مکانی-زمانی مقدار محتوای الکترون کلی یونسفر (TEC) با استفاده از مدل کمترین مربعات رگرسیون بردار پشتیبان (LS-SVR) بود. برای این منظور، مشاهدات ۱۵ ایستگاه GPS در شمال غرب ایران (شبکه محلی آذربایجان) در بازه زمانی روزهای ۱۹۳ تا ۲۲۸ در سال ۱۳۹۱ انتخاب شد. دلیل انتخاب این بازه زمانی برای تجزیه و تحلیل نتایج، در دسترس بودن مجموعه کاملی از مشاهدات GPS بود. از بین ۱۵ ایستگاه، ایستگاه‌های TABZ و KLBR به‌عنوان ایستگاه‌های کنترل داخلی انتخاب شدند. مشاهدات این ایستگاه‌ها از مرحله آموزش حذف شد. همچنین ایستگاه‌های ARUC و TEHN به‌عنوان ایستگاه‌های کنترل خارج از محدوده شبکه GPS انتخاب شدند. با استفاده از ۷ پارامتر ورودی طول و عرض جغرافیایی ایستگاه‌های GPS، روز از سال (DOY)، زمان به وقت جهانی (UT)، شاخص‌های ژئومغناطیسی KP و DST، شاخص فعالیت خورشیدی (F10.7) و همچنین پارامتر خروجی VTEC، مدل جدید آموزش داده شد. پس از مرحله آموزش، مقدار VTEC با استفاده از مدل LS-SVR برآورد شده و در ایستگاه‌های کنترل داخلی و خارجی ارزیابی گردید. همچنین تمامی نتایج به‌دست‌آمده با مدل‌های شبکه عصبی مصنوعی (ANN)، سیستم استنتاج عصبی-فازی سازگار (ANFIS)، رگرسیون برداری پشتیبان (SVR)، کریجینگ، GIM و IRI2016 مقایسه شد. شاخص‌های آماری خطای نسبی، خطای RMSE، ضریب همبستگی و dVTEC جهت ارزیابی دقت مدل‌ها مورد استفاده قرار گرفتند. همچنین تأثیر مدل‌سازی VTEC در تعیین موقعیت نقطه‌ای دقیق (PPP) مورد بررسی قرار گرفت. در ادامه و پس از ارزیابی دقت مدل‌ها، مقدار محتوای الکترون کلی در محدوده شبکه مورد مطالعه برآورد شده و با سایر مدل‌ها مقایسه شد.

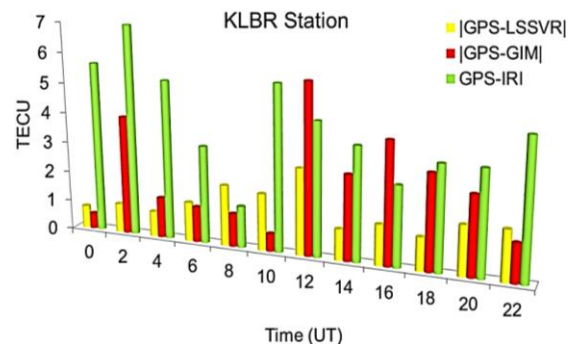
بر اساس آنالیزهای انجام گرفته میانگین RMSE مدل‌های ANN، ANFIS، SVR، کریجینگ، LS-SVR، GIM و IRI2016 در دو ایستگاه کنترل داخلی به ترتیب برابر با ۳/۹۱، ۲/۷۳، ۱/۲۷، ۲/۷۰، ۱/۰۴، ۳/۰۲ و ۶/۹۳ TECU بوده است. میانگین خطای نسبی مدل‌ها در دو ایستگاه کنترل داخلی به ترتیب برابر با ۱۵/۹۸، ۹/۳۹، ۷/۸۵، ۱۱/۶۰، ۶/۰۹، ۱۲/۵۴ و ۲۶/۵۶ درصد محاسبه شد. تجزیه و تحلیل خطا در ایستگاه‌های کنترل داخلی نشان داد که مدل LS-SVR دقت بالاتری در برآورد تغییرات مکانی-زمانی VTEC نسبت به مدل‌های دیگر دارد. همچنین نتایج آنالیزها نشان داد که در ایستگاه کنترل داخلی KLBR خطای مدل‌های یادگیری ماشین بیشتر از ایستگاه کنترل داخلی TABZ

VTEC و VTEC حاصل از مدل‌های LS-SVR، GIM و IRI2016 را در دو ایستگاه کنترل برای روز ۲۲۸ (روز ۳۶ام از مشاهدات) نشان می‌دهد. لازم به ذکر است که به دلیل خطای زیاد سایر مدل‌ها نسبت به مدل LS-SVR، مقایسه فقط برای مدل جدید گرفته شده است. مطابق با نتایج حاصل از شکل‌های (۱۱، ۱۲) در ایستگاه کنترل داخلی TABZ حداقل و حداقل اختلاف بین GPS-VTEC و LSSVR-VTEC به ترتیب ۱/۸۹ و ۰/۲۵ TECU می‌باشد. این مقادیر در ایستگاه کنترل KLBR به ترتیب ۲/۸۵ و ۰/۷۵ TECU محاسبه می‌شوند. میانگین خطای مدل LS-SVR در ایستگاه‌های کنترل داخلی TABZ و KLBR ۱/۰۲ TECU شده است. به عبارت دیگر مدل جدید قابلیت پیش‌بینی سری زمانی VTEC را با دقت ۱/۰۲ TECU دارد. برای مدل‌های GIM و IRI2016، میانگین خطا در دو ایستگاه کنترل به ترتیب ۲/۲۶ و ۴/۲۲ TECU است. نتایج نشان می‌دهد که مدل جدید ارائه شده در این مقاله از دقت بالایی در پیش‌بینی سری‌های زمانی یونسفر برخوردار است.



شکل ۱۱- قدر مطلق تفاضل مابین GPS-VTEC و VTEC مدل‌های LS-SVR، GIM و IRI2016 در ایستگاه کنترل داخلی TABZ برای روز ۲۲۸.

Fig. 11. Absolute value of difference between GPS-VTEC and VTEC of LS-SVR, GIM and IRI2016 models at TABZ indoor control station for day 228.



شکل ۱۲- قدر مطلق تفاضل مابین GPS-VTEC و VTEC مدل‌های LS-SVR، GIM و IRI2016 در ایستگاه کنترل داخلی KLBR برای روز ۲۲۸.

Fig. 12. The absolute value of the difference between GPS-VTEC and VTEC of LS-SVR, GIM and IRI2016 models at the indoor control station KLBR for day 228.

مراجع

- [1] I. Sayin, F. Arikan, and O. Arikan, "Regional TEC mapping with random field priors and Kriging," *Radio Science*, vol. 43, no. 5, 2008, Art. no. RS5012, <https://doi.org/10.1029/2007RS003786>.
- [2] M. R. G. Razin, "Development and analysis of 3D ionosphere modeling using base functions and GPS data over Iran," *Acta Geodaetica et Geophysica*, vol. 51, pp. 95-111, 2016, <https://doi.org/10.1007/s40328-015-0113-9>.
- [3] M. R. G. Razin and B. Voosoghi, "Regional ionosphere modeling using spherical cap harmonics and empirical orthogonal functions over Iran," *Acta Geodaetica et Geophysica*, vol. 52, pp. 19-33, 2017, <https://doi.org/10.1007/s40328-016-0162-8>.
- [4] Y. Amerian, B. Voosoghi, and M. M. Hossainali, "Regional ionosphere modeling in support of IRI and wavelet using GPS observations," *Acta Geophysica*, vol. 61, pp. 1246-1261, 2013, <https://doi.org/10.2478/s11600-013-0121-5>.
- [5] H. Etemadfard and M. Mashhadi Hossainali, "Application of Slepian theory for improving the accuracy of SH-based global ionosphere models in the Arctic region," *Journal of Geophysical Research: Space Physics*, vol. 121, no. 3, pp. 2583-2594, 2016, <https://doi.org/10.1002/2015JA021811>.
- [6] M. A. Sharifi and S. Farzaneh, "Regional TEC dynamic modeling based on Slepian functions," *Advances in Space Research*, vol. 56, no. 5, pp. 907-915, 2015, <https://doi.org/10.1016/j.asr.2015.05.024>.
- [7] R. Mautz, J. Ping, K. Heki, B. Schaffrin, C. Shum, and L. Potts, "Efficient spatial and temporal representations of global ionosphere maps over Japan using B-spline wavelets," *Journal of Geodesy*, vol. 78, pp. 662-667, 2005, <https://doi.org/10.1007/s00190-004-0432-z>.
- [8] P. Muhtarov, I. Kutiev, and L. Cander, "Geomagnetically correlated autoregression model for short-term prediction of ionospheric parameters," *Inverse Problems*, vol. 18, no. 1, 2002, Art. no. 49, <https://doi.org/10.1088/0266-5611/18/1/304>.
- [9] P. Nematipour, M. Raofian-Naeni, and M. R. G. Razin, "Regional application of C^1 finite element interpolation method in modeling of ionosphere total electron content over Europe," *Advances in Space Research*, vol. 69, no. 3, pp. 1351-1365, 2022, <https://doi.org/10.1016/j.asr.2021.11.030>.
- [10] H. Jang and E. Topal, "A review of soft computing technology applications in several mining problems," *Applied Soft Computing*, vol. 22, pp. 638-651, 2014, <https://doi.org/10.1016/j.asoc.2014.05.019>.
- [11] L. R. Cander, R. Leitinger, and M. Levy, "Ionospheric models including the auroral environment," in

بود. علت این امر احاطه بودن ایستگاه TABZ با ایستگاه‌های آموزش بود. تجزیه و تحلیل نتایج ایستگاه‌های کنترل خارج از محدوده شبکه مورد مطالعه نشان داد که دقت مدل LS-SVR نسبت به سایر مدل‌ها بیشتر است. خطای مدل LS-SVR در ایستگاه کنترل خارجی TEHN بیشتر از ایستگاه ARUC است. به عبارت دیگر، با دور شدن از محدوده شبکه GPS، خطای مدل‌های یادگیری ماشین افزایش می‌یابد. همچنین اگر در مرحله آموزش از مشاهدات ایستگاه‌های کنترل خارجی استفاده شود، خطای مدل‌ها کمتر خواهد بود. همچنین تحلیل سری زمانی VTEC پیش‌بینی شده با مدل جدید ارائه شده در این مقاله نشان داد که این مدل توانایی پیش‌بینی مقدار VTEC با خطایی در حدود ۱/۸۹ TECU را دارد.

در تحقیقات مشابه دیگری که در مورد مدل‌سازی TEC با مدل‌های یادگیری ماشین در سالیان اخیر انجام گرفته شده است مخصوصاً تحقیقات نظام‌زاده و همکاران [۳۲]، ۱۴۰۲؛ فیضی و همکاران، ۲۰۲۱؛ غفاری رزین و همکاران، ۲۰۲۲ به دقت‌هایی در حدود ۱ TECU دست یافته‌اند؛ اما بایستی اشاره کرد که الگوریتم آموزش و همچنین مشاهدات مورد استفاده در این تحقیقات متفاوت از تحقیق حاضر بوده است. علی‌ایحال مقایسه نتایج حاصل از این مقاله با سه تحقیق اشاره شده در بالا نشان‌دهنده بهبود دقت مدل‌سازی با روش جدید LS-SVR نسبت به مدل‌های دیگر استفاده شده است. نتایج این مقاله نشان داد که مدل LS-SVR از قابلیت بسیار بالایی در مدل‌سازی و پیش‌بینی تغییرات مکانی-زمانی در VTEC برخوردار است. تجزیه و تحلیل‌ها نشان داد که دقت این مدل در محدوده شبکه GPS بسیار بالا است؛ اما با دور شدن از محدوده شبکه GPS، دقت مدل کاهش می‌یابد؛ اما دقت مدل جدید در ایستگاه‌های کنترل بیرونی بیشتر از مدل‌های GIM و IRI2016 است. این مدل یک مدل یونسفر محلی است و از دقت و سرعت محاسباتی بالایی برخوردار است.

تشکر و قدردانی

نویسندگان از سازمان نقشه‌برداری کشور (NCC) به جهت در اختیار گذاشتن داده‌های ایستگاه‌های شبکه محلی آذربایجان تشکر و قدردانی می‌کنند. همچنین از داوران محترم به سبب ارائه نکات بسیار ارزشمند علمی، قدردانی می‌شود.

تعارض منافع

هیچگونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

- Algorithmica*, vol. 22, pp. 211-231, 1998, <https://doi.org/10.1007/PL00013831>.
- [22] M. R. G. Razin and S. Inyurt, "Spatiotemporal analysis of precipitable water vapor using ANFIS and comparison against voxel-based tomography and radiosonde," *GPS Solutions*, vol. 26, 2022, Art. no. 1, <https://doi.org/10.1007/s10291-021-01184-1>.
- [23] D. Bilitza, L. A. McKinnell, B. Reinisch, and T. Fuller-Rowell, "The international reference ionosphere today and in the future," *Journal of Geodesy*, vol. 85, pp. 909-920, 2011, <https://doi.org/10.1007/s00190-010-0427-x>.
- [24] L. Ciraolo, F. Azpilicueta, C. Brunini, A. Meza, and S. M. Radicella, "Calibration errors on experimental slant total electron content (TEC) determined with GPS," *Journal of Geodesy*, vol. 81, pp. 111-120, 2007, <https://doi.org/10.1007/s00190-006-0093-1>.
- [25] C. Cortes and V. Vapnik, "Support-vector networks," *Machine Learning*, vol. 20, pp. 273-297, 1995, <https://doi.org/10.1007/BF00994018>.
- [26] J. A. K. Suykens, T. Van Gestel, J. De Brabanter, B. De Moor, and J. Vandewalle, *Least Squares Support Vector Machines*, Singapore: World Scientific, 2002, <https://doi.org/10.1142/5089>.
- [27] G. Matheron, *The Theory of Regionalized Variables and Its Applications*, France: École National Supérieure Des Mines, 1971.
- [28] V. R. Joseph, "Limit Kriging," *Technometrics*, vol. 48, no. 4, pp. 458-466, 2006, <https://doi.org/10.1198/004017006000000011>.
- [29] S. Erdoğan, "Modelling the spatial distribution of DEM error with geographically weighted regression: An experimental study," *Computers & Geosciences*, vol. 36, no. 1, pp. 34-43, 2010, <https://doi.org/10.1016/j.cageo.2009.06.005>.
- [30] J. Li and A. D. Heap, *A Review of Spatial Interpolation Methods for Environmental Scientists*, Canberra, Australia: Geoscience Australia, 2008.
- [31] S. Schaer, *Mapping and Predicting the Earth's Ionosphere Using the Global Positioning System*, Zürich: Institut für Geodäsie und Photogrammetrie, 1999.
- [32] M. S. Nezamzadeh, B. Voosoghi, and S. R. Ghaffari Razin, "Evaluation of the effect of solar and geomagnetic parameters in spatio-temporal modeling of ionosphere's total electron content using machine learning methods," *Journal of the Earth and Space Physics*, vol. 49, no. 1, pp. 153-169, 2023, (in Persian), <https://doi.org/10.22059/jesphys.2023.339441.1007405>.
- Workshop on Space Weather*, WPP-155, European Space Agency, Noordwijk, the Netherlands, 1999, pp. 135-142.
- [12] J. B. Habarulema, L. A. McKinnell, and B. D. L. Opperman, "Regional GPS TEC modeling; Attempted spatial and temporal extrapolation of TEC using neural networks," *Journal of Geophysical Research: Space Physics*, vol. 116, no. A4, 2011, Art. no. A04314, <https://doi.org/10.1029/2010JA016269>.
- [13] M. R. G. Razin, B. Voosoghi, and A. Mohammadzadeh, "Efficiency of artificial neural networks in map of total electron content over Iran," *Acta Geodaetica et Geophysica*, vol. 51, pp. 541-555, 2016, <https://doi.org/10.1007/s40328-015-0143-3>.
- [14] A. Tebabal, S. M. Radicella, B. Dantie, Y. Migoya-Orue, M. Nigussie, and B. Nava, "Feed forward neural network based ionospheric model for the East African region," *Journal of Atmospheric and Solar-Terrestrial Physics*, vol. 191, 2019, Art. no. 105052, <https://doi.org/10.1016/j.jastp.2019.05.016>.
- [15] S. Inyurt and A. Sekertekin, "Modeling and predicting seasonal ionospheric variations in Turkey using artificial neural network (ANN)," *Astrophysics and Space Science*, vol. 364, no. 4, 2019, Art. no. 62, <https://doi.org/10.1007/s10509-019-3545-9>.
- [16] R. Feizi, B. Voosoghi, and M. R. G. Razin, "Regional modeling of the ionosphere using adaptive neuro-fuzzy inference system in Iran," *Advances in Space Research*, vol. 65, no. 11, pp. 2515-2528, 2020, <https://doi.org/10.1016/j.asr.2020.02.027>.
- [17] C. Cesaroni *et al.*, "Neural network-based model for global Total Electron Content forecasting," *Journal of Space Weather and Space Climate*, vol. 10, 2020, Art. no. 11, <https://doi.org/10.1051/swsc/2020013>.
- [18] L. Liu, S. Zou, Y. Yao, and Z. Wang, "Forecasting global ionospheric TEC using deep learning approach," *Space Weather*, vol. 18, no. 11, 2020, Art. no. e2020SW002501, <https://doi.org/10.1029/2020SW002501>.
- [19] G. Xia *et al.*, "Ionospheric TEC forecast model based on support vector machine with GPU acceleration in the China region," *Advances in Space Research*, vol. 68, no. 3, pp. 1377-1389, 2021, <https://doi.org/10.1016/j.asr.2021.03.021>.
- [20] M. Adolfs and M. M. Hoque, "A neural network-based TEC model capable of reproducing nighttime winter anomaly," *Remote Sensing*, vol. 13, no. 22, 2021, Art. no. 4559, <https://doi.org/10.3390/rs13224559>.
- [21] A. J. Smola and B. Schölkopf, "On a kernel-based method for pattern recognition, regression, approximation, and operator inversion,"

Original Research Paper

Increasing the Efficiency and Reliability of the High-Power Supply with the Application of TWTA Lamps

Payman Mohammadi*  and Mehdi Alemi Rostami 

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

ARTICLE INFO

Article History:

Received 05 May 2023

Revised 15 June 2023

Accepted 19 June 2023

Available Online 19 June 2023

Keywords:

High voltage DC converter

Reliability

Genetic algorithm

Markov model

Klystron lamps

ABSTRACT

Achieving low ripple, high efficiency, high reliability, and optimal volume and weight are crucial in the power supply of traveling-wave-tube amplifier (TWTA) lamps in satellites. This article focuses on optimizing the efficiency and reliability of high-voltage DC/DC electronic power converters for use in satellite and TWTA systems. The optimization goal, using the multi-objective genetic algorithm NSGA-II, is to minimize the objective function, encompassing both efficiency and reliability. Reliability is assessed through a Markov model, which considers short-circuit and open-circuit failures in circuit switches and diodes, as well as short-circuit failures in passive circuit elements. The optimization process begins with defining the input variables for the algorithm. Sensitivity analysis is utilized to eliminate parameters with low sensitivity whose variations do not significantly impact the objective function. Parameters for the NSGA-II algorithm, including the number of iterations, population size, and probabilities of crossover and mutation, are precisely determined to ensure accurate computation of circuit variables. The results demonstrate that this method achieves high reliability alongside high efficiency through the optimal selection of circuit components, ensuring the converter's effectiveness for application in satellite systems.

*Corresponding Author's E-mail: p.mohammadi@sun.ari.ac.ir

How to Cite this Article:

P. Mohammadi and M. Alemi Rostami, "Increasing the efficiency and reliability of the high-power supply with the application of TWTA lamps," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 17, No. 1, pp. 37-48, 2024, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2024.1440>.



COPYRIGHTS

© 2024 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/).



افزایش راندمان و قابلیت اطمینان منبع تغذیه توان بالا با کاربرد لامپ‌های TWTA

پیمان محمدی^{۱*} و مهدی عالمی رستمی^۲

۱- دانشجوی دکتری، پژوهشگاه هوافضا، وزارت علوم، تحقیقات و فناوری، تهران، ایران

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

چکیده

از مهم‌ترین مسائل مربوط به تامین توان لامپ‌های TWTA در ماهواره‌ها داشتن ریبیل پایین، بازده بالا، قابلیت اطمینان بالا، حجم و وزن بهینه می‌باشد. در این مقاله راندمان و قابلیت اطمینان مبدل الکترونیک-قدرت DC/DC ولتاژ بالا برای کاربرد در سامانه‌های ماهواره و فرستنده آن بهینه می‌شود. هدف بهینه‌سازی، حداقل سازی تابع هدف که شامل راندمان و قابلیت اطمینان است به کمک الگوریتم ژنتیک چند هدفه (NSGA-II) می‌باشد. به منظور ارزیابی قابلیت اطمینان از مدل مارکوف استفاده می‌شود که در آن خطاهای اتصال کوتاه و مدار باز برای کلیدها و دیودهای مدار و خطای اتصال کوتاه برای المان‌های پسیو مدار در نظر گرفته شده‌است. برای بهینه‌سازی ابتدا متغیرهای ورودی الگوریتم به عنوان ورودی تابع هدف تعیین می‌شوند تا به کمک آنالیز حساسیت پارامترهایی که دارای حساسیت پایینی هستند و تغییراتشان بر تابع هدف تاثیر عمده ندارد، حذف شوند. هم‌چنین پارامترهای الگوریتم NSGA-II شامل تعداد تکرار، تعداد جمعیت و احتمال تقاطع و جهش برای محاسبه دقیق متغیرهای مدار، تعیین شده‌اند. همان‌گونه که در بخش نتایج آورده شده‌است در این روش علاوه بر حفظ راندمان بالا با انتخاب بهینه المان‌ها می‌توان به قابلیت اطمینان بالا برای این مبدل دست یافت.

اطلاعات مقاله

تاریخچه مقاله:

دریافت ۱۵ اردیبهشت ۱۴۰۲

بازنگری ۲۵ خرداد ۱۴۰۲

پذیرش ۲۹ خرداد ۱۴۰۲

اولین انتشار ۲۹ خرداد ۱۴۰۲

واژه‌های کلیدی:

مبدل ولتاژ بالای DC

قابلیت اطمینان

الگوریتم ژنتیک

مدل مارکوف

لامپ توان بالا در ماهواره

*پست الکترونیکی نویسنده مسئول: p.mohammadi@sun.ari.ac.ir

How to Cite this Article:

P. Mohammadi and M. Alemi Rostami, "Increasing the efficiency and reliability of the high-power supply with the application of TWTA lamps," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 17, No. 1, pp. 37-48, 2024, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2024.1440>.



COPYRIGHTS

© 2024 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/).



بهبود کارایی کل سیستم پیشنهاد شده است [۶] در برخی از مقالات توپولوژی‌های سخت‌افزاری جدید به‌منظور بهبود راندمان مبدل ارائه شده است [۷].

یکی دیگر از شاخص‌های مهم در طراحی مبدل‌ها، افزایش قابلیت اطمینان یا طول عمر موثر است. در برخی از کاربردها مانند سیستم‌های مخابراتی یا سامانه‌های فضایی، استفاده از منبع تغذیه با قابلیت اطمینان بالا بسیار حائز اهمیت است. زیرا منابع تغذیه توان الکتریکی مورد نیاز کل سیستم را تامین می‌کند و در صورت خرابی، باعث از کار افتادن کل سیستم می‌شود [۸]. بنابراین، همواره تلاش‌هایی به‌منظور بهبود قابلیت اطمینان این مبدل‌ها صورت گرفته است. در [۹] پیش‌بینی قابلیت اطمینان و مدل‌سازی ترانزیستورهای IGBT و MOSFET توان بالا مورد بررسی و مطالعه قرار گرفتند.

در [۱۰] یک مدل قابلیت اطمینان برای مبدل AC/DC ایزوله فرکانس بالا به‌منظور استفاده در ایستگاه‌های شارژ EV ارائه شده است. در [۱۱] مقایسه‌ای بین مبدل صنعتی AC/DC با کلیدزنی سخت و کلیدزنی نرم LLC انجام شده است که نشان دهنده افزایش طول عمر و قابلیت اطمینان در مقایسه با کلیدزنی سخت می‌باشد. در [۱۱]، بر اساس ایده مدولاسیون تک قطبی، یک استراتژی مدولاسیون برای مبدل AC/DC ارائه شده است که به‌طور کامل افزایش ولتاژ را حذف می‌کند و عملیات کلیدزنی نرم را تحقق می‌بخشد. این استراتژی مدولاسیون پیشنهاد شده، عملکرد ایمن و قابل اطمینانی را برای مبدل فراهم می‌کند. براساس مطالعات انجام شده ادوات نیمه‌هادی مانند دیود و ترانزیستورهای IGBT و MOSFET در مبدل‌های سوئیچینگ آسیب‌پذیرترین اجزای مبدل هستند که تهدیدی بالقوه برای قابلیت اطمینان می‌باشند. از آنجایی که کلیدها نقش مهمی در مبدل‌های الکترونیک - قدرت دارند، می‌توان با افزایش قابلیت اطمینان کلیدهای قدرت با استفاده از انتخاب بهینه اجزا و عملیات کلیدزنی نرم و غیره، قابلیت اطمینان کل مبدل را افزایش داد [۱۲].

روش‌های مختلفی به‌منظور ارزیابی قابلیت اطمینان مبدل‌های قدرت ارائه شده‌اند [۱۳، ۱۴]. مدل مارکوف به‌عنوان یک راه‌حل برای پیش‌بینی قابلیت اطمینان مبدل‌های الکترونیک - قدرت و ارزیابی سیستم‌هایی با قابلیت تحمل‌پذیری خطا، مورد استفاده قرار می‌گیرد [۱۵]. با استفاده از این مدل می‌توان بسیاری از ویژگی‌های سیستم با قابلیت افزونگی مانند تعداد خرابی‌ها، ناحیه‌ای که خرابی را پوشش می‌دهد و نرخ خرابی که وابسته به حالت‌ها می‌باشد را در آن لحاظ کرد. در [۱۶] قابلیت اطمینان مبدل بوست Interleaved DC-DC با استفاده از مدل مارکوف ارزیابی و نتایج با مبدل بوست معمولی مقایسه شده است. همچنین یک الگوریتم کنترل تطبیقی به‌منظور افزایش طول عمر مبدل DC-DC با حفظ راندمان بالا و کاهش هزینه طراحی شده است. نتایج به‌دست آمده، عملکرد بهینه این روش کنترلی را نشان می‌دهد،

علائم و اختصارات

C_b	خازن خروجی مبدل Boost
$C_{f1}, C_{f2}, C_{f3}, C_{f4}, C_{f5}, C_{f6}, C_{f7}$	خازن فیلتر خروجی
C_p, C_s	خازن‌های مبدل رزونانسی
D	دوره کاری (Duty Cycle)
D_b	دیود Boost
f_{sb}	فرکانس کلیدزنی Boost
f_s	فرکانس کلیدزنی Full Bridge
$I_{C4}, I_{C3}, I_{C2}, I_{C1}, I_{A0}, I_{Hlx}, I_{A1}$	جریان‌های بار خروجی
I_{Ls}	جریان خروجی اینورتر
L_b	سلف Boost
L_m	اندوکتانس مغناطیس‌کنندگی
L_s	سلف مبدل رزونانسی
$n, n_1, n_2, n_3, n_4, n_5, n_6, n_7$	نسبت ترانسفورماتور
P_{con}	توان تلفاتی هدایتی مسیر
P_D, P_{Db}, P_{Dr}	توان‌های تلفاتی دیودهای مبدل
P_{loss}	توان تلفاتی کل
$P_S, P_{Sb}, P_{S-con}, P_{S-sw}$	توان‌های تلفاتی کلیدهای مبدل
$P_T, P_{T-h}, P_{T-e}, P_{T-con}$	توان‌های تلفاتی ترانسفورماتور
P_{out}	توان خروجی
$R_{C4}, R_{C3}, R_{C2}, R_{C1}, R_{A0}, R_{Hlx}, R_{A1}$	مقاومت‌های بار خروجی مبدل
S_b	کلید مبدل Boost
S_1, S_2, S_3, S_4	کلیدهای اینورتر
V_b	ولتاژ خروجی Boost
$V_{C4}, V_{C3}, V_{C2}, V_{C1}, V_{A0}, V_{Hlx}, V_{A1}$	ولتاژهای خروجی مبدل
V_{in}	ولتاژ ورودی
V_{inv}	ولتاژ خروجی اینورتر
V_{out}	ولتاژ خروجی
V_{ref}	ولتاژ مرجع
η	بازده مبدل

مقدمه

امروزه کاربرد منابع تغذیه ولتاژ بالا در صنایع مختلف بسیار گسترده شده است. از جمله این کاربردها می‌توان به آرایه‌های فوتونائیک [۱]، رسوب‌دهنده‌های الکترواستاتیک [۲]، منابع تغذیه اشعه X و لیزر [۳]، مدولاتورهای لامپ‌های خلاء [۴] و کاربردهای پالسی [۵] و غیره اشاره کرد. در سال‌های اخیر، بهینه‌سازی و راندمان مبدل‌های سوئیچینگ DC/DC به‌طور گسترده مورد تحقیق و مطالعه قرار گرفته است و استراتژی‌های کنترلی مختلفی برای افزایش راندمان مبدل و در نتیجه

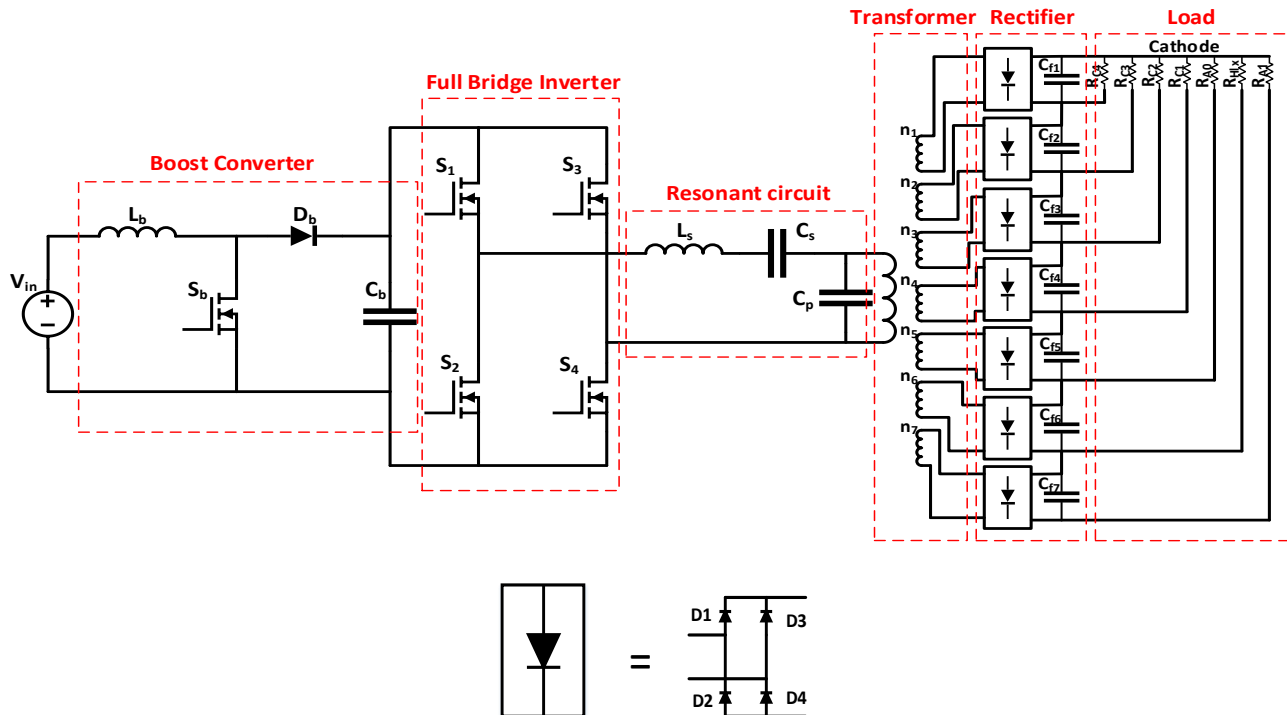
در مراجع مطالعه شده به‌طور همزمان بهینه‌سازی چند هدفه به کمک الگوریتم ژنتیک و ارزیابی قابلیت اطمینان به کمک مدل مارکوف برای مبدل‌های ولتاژ بالا با کاربرد لامپ توان بالای فرستنده ماهواره انجام نشده است. نوآوری این مقاله بهینه‌سازی پارامترهای مبدل ولتاژ بالا مورد استفاده در بخش فرستنده سازه‌های فضایی با استفاده از الگوریتم ژنتیک و تابع هزینه چند هدفه و افزایش قابلیت اطمینان آن توسط مدل مارکوف می‌باشد.

شکل ۱ نمایی کلی از مبدل مورد بررسی را نشان می‌دهد. پس از طراحی اولیه، دو کمیت راندمان و قابلیت اطمینان به‌عنوان متغیرهای تابع هدف در نظر گرفته می‌شوند. سپس، پارامترهای مدار نظیر فرکانس سوئیچینگ هر مبدل، نسبت تبدیل ترانسفورمر، ظرفیت خازن‌های مبدل اول و دوم، مقدار اندوکتانس مبدل اول و دوم به‌عنوان ورودی تابع هدف تعیین می‌شوند تا به کمک آنالیز حساسیت پارامترهایی که دارای حساسیت پایینی هستند و تغییراتشان روی تابع هدف تأثیر عمده ندارد، حذف شوند. همچنین پارامترهای الگوریتم NSGA-II شامل تعداد تکرار، تعداد جمعیت و احتمال تقاطع و جهش برای محاسبه دقیق متغیرهای مدار، مشخص می‌شوند. سپس با استفاده از الگوریتم NSGA-II، مقادیر بهینه (در بخش نتایج آورده شده است) المان‌های مدار جهت بهبود دو کمیت راندمان و قابلیت اطمینان، به‌دست می‌آیند.

به‌طوری‌که افزایش MTTF موجب کاهش راندمان نشده است. در [۱۷] ساختار DC-DC جدید برای کاربردهای با قابلیت اطمینان بالا و ارزیابی قابلیت اطمینان با استفاده از زنجیره مارکوف انجام شده است که بهبود شاخص قابلیت اطمینان و قابلیت تحمل خطا برای مبدل پیشنهادی در پاسخ به خرابی سوئیچ‌ها را نشان می‌دهد.

در [۱۸] یک مدل مارکوف جامع به‌منظور مطالعه عملکرد قابلیت اطمینان مبدل‌های DC-DC ایزوله با مدولاسیون عرض پالس شامل ساختار DC-DC پل کامل، نیم پل و پوش-پول پیشنهاد شده است که در آن تأثیر خطاهای اتصال کوتاه و مدار باز المان‌های مدار در نظر گرفته شده است. با استفاده از مدل پیشنهادی تأثیرات دوره کاری، توان خروجی، نسبت تبدیل ترانسفورمر و بهره ولتاژ برای مبدل در مد گسسته و پیوسته ارزیابی شده است. نتایج نشان می‌دهد که افزایش توان خروجی باعث کاهش قابلیت اطمینان شده است.

هم‌چنین تحقیقات محدودی در زمینه بهینه‌سازی چند هدفه مبدل‌های الکترونیک قدرت صورت گرفته است. در [۱۹] راندمان، کیفیت توان، ابعاد و هزینه ساخت به‌عنوان پارامترهای تابع هدف برای مبدل AC/DC لحاظ و بهینه‌سازی به کمک الگوریتم مدرن چند هدفه انجام شده است. در [۲۰] یک ساختار ریزشیکه هیبریدی AC/DC معرفی و توسط الگوریتم ژنتیک چند هدفه (NSGA-II) بهینه شده است.



شکل ۱ - مدار مبدل ولتاژ بالای مورد استفاده در ماهواره.

Fig. 1. High voltage converter circuit used in the satellite.

رزونانس آن‌ها در محدوده فرکانس سوئیچینگ مبدل قرار گیرد. در نتیجه می‌تواند بر روی رفتار مبدل تاثیرگذار باشند و قابلیت اطمینان مبدل را افزایش دهند.

یک روش مناسب برای حذف مشکل عناصر پراکندگی ترانسفورماتور، استفاده از آن‌ها در یک مبدل رزونانسی قبل از ترانسفورماتور است. مبدل رزونانسی سری نمی‌تواند خازن پراکندگی ترانسفورماتور را مدل کند. مبدل رزونانسی موازی هم رفتار مناسبی از نظر بازده در بار کم ندارد. گزینه بهتر مبدل LCC است که ضمن مدل کردن عناصر ترانسفورماتور، رفتار مناسب‌تری در بین مبدل‌های رزونانسی از خود نشان می‌دهد

محاسبات بازده مبدل

تلفات مبدل شامل موارد زیر است:

- تلفات کلیدها شامل تلفات هدایتی و کلیدزنی
- تلفات ترانسفورماتور شامل تلفات هیستریزیس و جریان فوکو در هسته و تلفات هدایتی سیم پیچ‌ها
- تلفات دیودهای موازی با کلیدها، دیود مبدل Boost و دیودهای یکسوکننده خروجی مبدل
- تلفات هدایتی سلف مبدل Boost
- تلفات هدایتی مسیر جریان

تلفات کلیدها:

تلفات هدایتی کلیدها از این رابطه محاسبه می‌شود:

$$P_{S-con} = R_{on} I_{rms}^2 \quad (1)$$

در رابطه فوق R_{on} مقاومت هدایتی کلید و I_{rms} مقدار موثر جریان عبوری از کلید است.

تلفات کلیدزنی از انتگرال‌گیری از حاصل ضرب جریان و ولتاژ کلید در طول زمان انجام سوئیچینگ به دست می‌آید. رابطه زیر یک رابطه تقریبی برای محاسبه این تلفات است:

$$P_{S-sw} = \frac{1}{6} V_{on} I_{on} t_{on} f_s + \frac{1}{6} V_{off} I_{off} t_{off} f_s \quad (2)$$

در رابطه فوق V_{off} و I_{off} به ترتیب ولتاژ کلید بعد از خاموش شدن و جریان کلید قبل از خاموش شدن هستند. V_{on} و I_{on} به ترتیب ولتاژ کلید قبل از روشن شدن و جریان کلید بعد از روشن شدن هستند. t_{on} و t_{off} طول زمان روشن و خاموش شدن کلید و f_s فرکانس کلیدزنی کلیدها هستند.

تلفات کل هر کلید از رابطه زیر محاسبه می‌شود:

$$P_S = P_{S-con} + P_{S-sw} \quad (3)$$

مراحل مختلف مقاله بدین شرح است: بخش دوم ساختار مدار بررسی و تحلیل، بخش سوم محاسبات راندمان، بخش چهارم تحلیل و به دست آوردن معادلات قابلیت اطمینان، بخش پنجم به دست آوردن مقادیر بهینه المان‌های مدار توسط الگوریتم ژنتیک و در نهایت در بخش ششم نتایج حاصل از شبیه‌سازی آورده شده است.

تشریح ساختار مبدل مورد بررسی

در مراجع مختلف ساختارهای گوناگونی برای منابع تغذیه ولتاژ بالا ارائه شده است. استفاده از یک مبدل مدار رزونانسی در ساختار مدار قدرت این مبدل علاوه بر اینکه عناصر پراکندگی ترانسفورماتور ولتاژ بالا (که مقادیر قابل توجهی است) را در خود جمع می‌کند امکان کلیدزنی نرم برای مبدل و در نتیجه کاهش تلفات کلیدزنی و افزایش قابلیت اطمینان را فراهم می‌سازد. در میان ساختارهای رزونانسی، مدار رزونانسی سری- موازی (LCC) رفتار بهتری نسبت به سایر ساختارها از خود نشان می‌دهد [۲۰].

شکل ۱ ساختار ارائه شده در این مقاله به عنوان منبع تغذیه TWTA استفاده شده در فرستنده ماهواره را نشان می‌دهد. اجزا مبدل مورد بررسی شامل یک مبدل Boost، یک اینورتر تمام پل کنترل شده به روش شیفت فاز، یک مبدل رزونانسی سری- موازی (LCC) بعد از اینورتر به منظور جمع عناصر پراکندگی برای کاهش تلفات کلیدزنی توسط کلیدزنی نرم و افزایش بازده و یک ترانسفورماتور و یکسوساز خروجی می‌باشد (شکل ۱). مدار این شکل از قسمت‌های زیر تشکیل شده است:

منبع تغذیه ورودی: از آنجایی که منبع ورودی مبدل، پیل‌های خورشیدی و باتری می‌باشد، منبع تغذیه ورودی یک منبع تغذیه DC متغیر است.

مبدل Boost: ولتاژ منبع تغذیه ورودی مبدل از ۲۲ تا ۴۴ ولت متغیر است. بنابراین برای تثبیت ولتاژ از یک مبدل Boost استفاده شده است. کنترل این مبدل به روش PWM که ولتاژ خروجی مبدل را تنظیم می‌کند و همچنین استفاده از این مبدل باعث کاهش ریپل جریان ورودی می‌شود.

بعد از اینکه ولتاژ توسط مبدل Boost در مقدار مشخص تثبیت شد، از یک ساختار تمام پل برای تبدیل ولتاژ DC به ولتاژ AC فرکانس بالا استفاده می‌شود. کلیدهای اینورتر تمام پل به نحوی کنترل می‌شوند که ولتاژ خروجی مبدل را ثابت و در یک مقدار مشخص تثبیت کند. این کنترل بر اساس شیفت فاز انجام می‌شود.

در ترانسفورماتورهای ولتاژ بالا به دلیل فواصل عایقی زیاد، مقدار اندوکتانس نشی قابل ملاحظه خواهد بود. همچنین به دلیل نسبت دور بالای آن، خازن پراکندگی که از سمت ولتاژ پایین دیده می‌شود مقدار قابل توجهی دارد. مقادیر این سلف و خازن به گونه‌ای است که فرکانس

تلفات ترانسفورماتور:

تلفات هیستریزیس از رابطه زیر محاسبه می‌شود:

$$P_{T-h} = K_h f_s B_m^{1.6} \quad (4)$$

که در این رابطه K_h ثابت هیستریزیس، f فرکانس و B_m چگالی شار بیشینه هسته است.

تلفات جریان گردابی نیز از رابطه زیر محاسبه می‌شود:

$$P_{T-e} = K_e f_s^2 B_m^2 \quad (5)$$

تلفات هدایتی ترانسفورماتور نیز از رابطه زیر محاسبه می‌گردد:

$$P_{T-con} = R_T I_{rms}^2 \quad (6)$$

در نتیجه تلفات کل ترانسفورماتور را میتوان این گونه بیان کرد:

$$P_T = P_{T-h} + P_{T-e} + P_{T-con} \quad (7)$$

تلفات دیود:

رابطه زیر میزان تلفات دیود را به دست می‌دهد:

$$P_D = V_{on} I_{avg} + R_{on} I_{rms}^2 \quad (8)$$

از تلفات Reverse Recovery دیودها صرف نظر می‌کنیم.

تلفات هدایتی مسیرها و سلفها:

تلفات هدایتی برای سلف، مسیر هدایت جریان و بقیه المان‌ها از رابطه زیر محاسبه می‌گردد:

$$P_{con} = R I_{rms}^2 \quad (9)$$

تلفات کل مبدل از جمع تلفات قسمت‌های مختلف محاسبه می‌شود:

$$P_{loss} = 4P_S + P_{Sb} + P_T + P_{Db} + P_{Dr} \quad (10)$$

و در نهایت بازده مبدل را می‌توان از رابطه زیر محاسبه کرد:

$$\eta = \frac{P_{out}}{P_{out} + P_{loss}} \quad (11)$$

قابلیت اطمینان

قابلیت اطمینان مبدل‌های الکترونیک-قدرت را می‌توان به صورت احتمال عملکرد رضایت‌بخش مبدل برای یک دوره زمانی معین (افزایش طول عمر) و در شرایط مشخص شده، تعریف کرد. برای تحلیل و ارزیابی قابلیت اطمینان هر قسمت از مدار و در نظر گرفتن اثر خطاهای مختلف بر قابلیت اطمینان مبدل، از مدل مارکوف استفاده می‌شود. با توجه به

قابلیت تحمل خطای ذاتی در مبدل مورد نظر، سه حالت عملکردی به شرح زیر قابل تحقق است:

الف) حالت سالم: در این حالت، تمام اجزای مبدل در شرایط کارکرد سالم خود هستند و مبدل با ظرفیت کامل خود کار می‌کند.

ب) حالت کاهش یافته: در این حالت، یک یا چند المان در مبدل با خطاهای OC یا SC مواجه هستند و مبدل می‌تواند با ظرفیت عملیاتی کاهش یافته به کار خود ادامه دهد، توان خروجی کاهش می‌یابد و تنش‌های وارده بر روی المان‌های مبدل در مقایسه با حالت سالم افزایش می‌یابد. در چنین شرایطی، مبدل با قطع کامل توان خروجی مواجه نمی‌شود، بلکه توان خروجی کاهش می‌یابد.

ج) حالت جذب کننده: این حالت عملیاتی منعکس کننده خرابی کامل مبدل بدون توانایی انتقال توان به بار خروجی است. مثل خطای SC هر المان مدار، خطاهای OC اجزای یک پایه مانند D1-D2 [۱۹] یا خطاهای OC کلیدهای مکمل و یا دیودها مانند S1-S3 یا S1-D3 مبدل رخ می‌دهد.

با در نظر گرفتن اصول عملکرد مبدل مورد مطالعه در برابر خطاهای مختلف، مدل مارکوف آن در شکل ۲ نشان داده شده است که در آن پنج حالت برای المان‌های مبدل مشخص می‌شود. در این مدل، وضعیت فعلی مبدل فقط به حالت قبلی مربوط می‌شود و هیچ ارتباطی با حالت‌های قبل تر ندارد. حالت اول و آخر به عنوان حالت‌های سالم و جاذب تعیین می‌شود و حالت‌های ۲-۴ حالت‌های کاهش یافته هستند. در شکل ۲، λ_{ij} نرخ خرابی مبدل از وضعیت i به j است که در

جدول ۱ مشخص شده است. در این جدول، λ_{S1} ، λ_{Co} ، λ_{Ci} ، λ_{Lo} ، λ_{Li} ، λ_{S2} و λ_{D} به ترتیب نرخ خرابی اندوکتانس ورودی، اندوکتانس خروجی، خازن لینک DC، خازن فیلتر خروجی، کلید ماسفت مبدل اول، کلید ماسفت مبدل دوم، ترانسفورمر و دیود است که معادلات آن از راهنمای استاندارد نظامی (MIL-HDBK-217) استخراج شده است. همچنین ضرایب عددی در هر رابطه نشان دهنده تعداد المان‌های درگیر در خطا است. در این مقاله احتمال خطای اتصال کوتاه کلید و دیود به ترتیب α_D و α_S فرض شده است. به همین ترتیب، احتمال خطای مدار باز کلید و دیود به ترتیب $1 - \alpha_D$ و $1 - \alpha_S$ در نظر گرفته شده است. هم چنین با توجه به مشخصه ذاتی المان‌های پسیو مدار، فقط خطای اتصال کوتاه برای آنها در نظر گرفته شده است. طبق آمار و ارقام تجربی، احتمال خطای اتصال کوتاه در ادوات نیمه هادی الکترونیک-قدرت بیشتر از خطای مدار باز است. در نتیجه، احتمال خطای اتصال کوتاه برابر $0.7/19$ [۱۹] در نظر گرفته شده

جدول ۱- معادلات نرخ خرابی مبدل ولتاژ بالا در این مقاله.

Table 1. The equations of high voltage failure rates of this paper.

Equation	Failure rates
$(1 - \alpha_s)\lambda_{sb}$	λ_{12}
$4(1 - \alpha_s)\lambda_s$	λ_{13}
$(1 - \alpha_D)\lambda_D$	λ_{14}
$\lambda_{Lb} + \alpha_s\lambda_{sb} + \alpha_D\lambda_D + \lambda_{cb}$ $+ 4\alpha_s\lambda_s$ $+ 4\alpha_D\lambda_D + \lambda_{LS}$ $+ \lambda_{cs} + \lambda_T$ $+ 7\lambda_{c out}$	λ_{15}
$\lambda_{25} = \lambda_{Lb} + (1 + \alpha_D)\lambda_D + \lambda_{cb}$ $+ 4\alpha_s\lambda_s$ $+ 4\alpha_D\lambda_D + \lambda_{LS}$ $+ \lambda_{cs} + \lambda_T$ $+ 7\lambda_{c out}$	λ_{25}
$\lambda_{35} = \lambda_{Lb} + \alpha_s\lambda_{sb}$ $+ (1 + \alpha_D)\lambda_D$ $+ \lambda_{cb}$ $+ (2 + \alpha_s)\lambda_s$ $+ (2 + 2\alpha_D)\lambda_D$ $+ \lambda_{LS} + \lambda_{cs}$ $+ \lambda_T + 7\lambda_{c out}$	λ_{35}
$\lambda_{45} = \lambda_{Lb} + \alpha_s\lambda_{sb}$ $+ (1 + \alpha_D)\lambda_D$ $+ \lambda_{cb}$ $+ (2 + 2\alpha_s)\lambda_s$ $+ (2 + \alpha_D)\lambda_D$ $+ \lambda_{LS} + \lambda_{cs}$ $+ \lambda_T + 7\lambda_{c out}$	λ_{45}

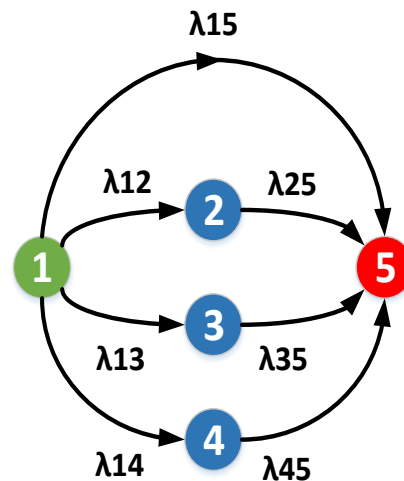
$$R(t) = e^{\lambda_{11}t} + \frac{\lambda_{12}}{\lambda_{11} - \lambda_{22}}(e^{\lambda_{11}t} - e^{\lambda_{22}t}) + \frac{\lambda_{13}}{\lambda_{11} - \lambda_{33}}(e^{\lambda_{11}t} - e^{\lambda_{33}t}) + \frac{\lambda_{14}}{\lambda_{11} - \lambda_{44}}(e^{\lambda_{11}t} - e^{\lambda_{44}t}) \quad (13)$$

باید توجه داشت که قابلیت اطمینان تنها معیار کارآمد برای ارزیابی مبدل‌های الکترونیک-قدرت نیست. در نتیجه، از پارامتری با

است. با توجه به مدل مارکوف پیشنهادی در شکل ۲، قابلیت اطمینان طبق رابطه ۱۲ محاسبه می‌شود:

$$R(t) = \sum_{i=1}^s P_i(t) \quad (12)$$

که $P_i(t)$ احتمال حالت عملیاتی i ام و s تعداد کل حالات عملیاتی سالم و کاهش یافته است که در این مقاله برابر با ۴ می‌باشد.



شکل ۲- گراف قابلیت اطمینان اجزا مختلف مدار.

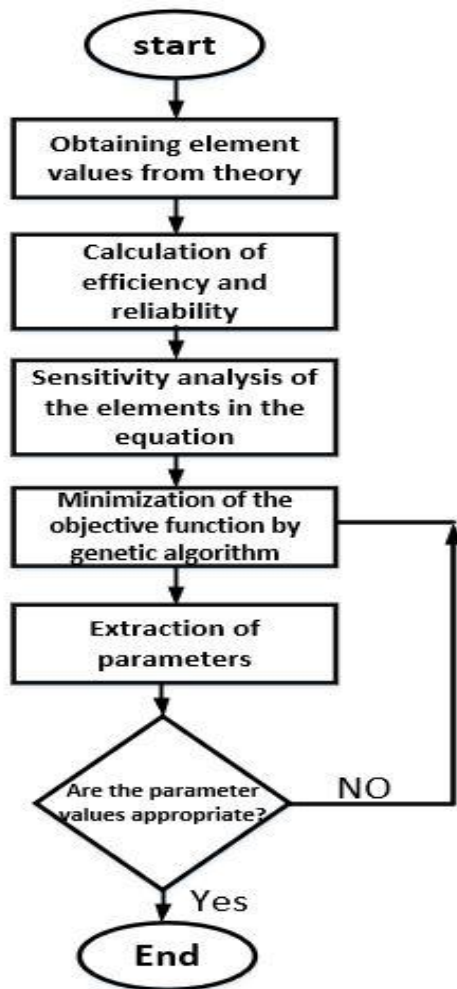
Fig. 2. The reliability graph of different parts of the circuit.

$P_i(t)$ به صورت معادله فضای حالت به فرم ماتریسی زیر محاسبه می‌شود [۱۹].

$$\frac{d}{dt}[P_1(t) \dots P_{4+1}(t)] = [P_1(t) \dots P_{4+1}(t)] \times \begin{bmatrix} \lambda_{11} & \lambda_{12} & \lambda_{13} & \lambda_{14} & \lambda_{15} \\ 0 & \lambda_{22} & 0 & 0 & \lambda_{25} \\ 0 & 0 & \lambda_{33} & 0 & \lambda_{35} \\ 0 & 0 & 0 & \lambda_{44} & \lambda_{45} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (12)$$

در ماتریس فوق، λ_{ij} نرخ خرابی مبدل از حالت عملیاتی i به j است که نشان دهنده وقوع خطا در آن انتقال است. λ_{ii} در قطر اصلی ماتریس نیز برابر منفی مجموع نرخ خرابی‌ها در ردیف i ماتریس است، زیرا جمع همه درایه‌ها در هر ردیف از این ماتریس باید برابر با صفر باشد. با فرض حالت سالم به عنوان حالت اولیه، $P(t=0) = [1,0,0,0,0]$ ، تابع قابلیت اطمینان به صورت زیر بیان می‌شود.

شدن مقدار راندمان، همواره باید مینیمم گردد. هم‌چنین w_1 و w_2 به ترتیب تابع وزنی $MTTF$ و راندمان هستند و بسته به توازن بین قابلیت اطمینان و راندمان مبدل، عددی بین ۰ و ۱ انتخاب می‌شود. ضرایب وزنی بیانگر این هستند که کدام متغیر تابع هدف از اهمیت بیشتری برخوردار است. از آنجایی که کاربرد منبع تغذیه مورد نظر در سامانه‌های ماهواره و فضایی است، لذا قابلیت اطمینان اهمیت بالاتری نسبت به راندمان مبدل دارد. در این مقاله ضرایب وزنی قابلیت اطمینان و راندمان به ترتیب ۰/۶ و ۰/۴ انتخاب شدند. در ادامه روند بهینه‌سازی، الگوریتم تا زمانی ادامه پیدا می‌کند تا بتواند پارامترهای بهینه مدار را پیدا کند.



شکل ۳- فلوجارت طراحی و بهینه‌سازی الگوریتم.

Fig. 3. The algorithm design and optimization flowchart.

نتایج شبیه‌سازی

به‌منظور بررسی اثر تغییر پارامترهایی نظیر مقدار اندوکتانس و خازن مبدل اول و دوم، ولتاژ لینک DC، نسبت تبدیل ترانسفورمر، فرکانس کلید زنی

عنوان میانگین زمان خرابی ($MTTF$) در مبدل‌های الکترونیک-قدرت با قابلیت تحمل خطا نیز استفاده می‌شود که به‌صورت زیر تعریف می‌شود [۱۸]:

$$MTTF = \int_0^{\infty} R(t) dt = \frac{-1}{\lambda_{11}} + \frac{\lambda_{12}}{\lambda_{11} - \lambda_{22}} \left(\frac{1}{\lambda_{22}} - \frac{1}{\lambda_{11}} \right) + \frac{\lambda_{13}}{\lambda_{11} - \lambda_{33}} \left(\frac{1}{\lambda_{33}} - \frac{1}{\lambda_{11}} \right) + \frac{\lambda_{14}}{\lambda_{11} - \lambda_{44}} \left(\frac{1}{\lambda_{44}} - \frac{1}{\lambda_{11}} \right) \quad (14)$$

بهینه‌سازی مبدل با الگوریتم پیشنهادی

طراحی مبدل الکترونیک-قدرت بر اساس انتخاب خازن‌ها، اندوکتانس‌ها، دیودها، کلیدهای قدرت، مشخصات و ابعاد ترانسفورمر، فرکانس کلیدزنی و مقدار ولتاژ لینک DC به‌منظور فراهم کردن شرایط کاری مطلوب است. اگرچه در مقالات روش‌های مختلفی برای طراحی مبدل‌های قدرت استفاده می‌شود، اما تحقیقات محدودی وجود دارد که راندمان و قابلیت اطمینان را به‌طور هم‌زمان در روند طراحی در نظر گرفته باشند. در این مقاله، الگوریتمی برای طراحی این مبدل با بهینه‌سازی راندمان و قابلیت اطمینان آن ارائه می‌شود که در شکل ۳ نشان داده شده است. پس از طراحی اولیه مبدل و محاسبه مقدار امان‌های مدار و سایر مشخصات عملکردی مبدل، آنالیز حساسیت برای بررسی اثر تغییرات پارامترهایی نظیر مقدار اندوکتانس و خازن‌ها، ولتاژ لینک DC، نسبت تبدیل ترانسفورمر، و فرکانس کلید زنی مبدل اول و دوم بر روی راندمان و قابلیت اطمینان انجام می‌شود تا در نهایت پارامترهایی با حساسیت بالاتر انتخاب شوند. راندمان و $MTTF$ نیز به‌ترتیب با استفاده از معادلات (۱۱) و (۱۴) قابل محاسبه است. در مرحله بعد از الگوریتم ژنتیک برای بهینه‌سازی استفاده می‌شود. الگوریتم NSGA-II برای حل توابع هزینه چند هدفه طراحی شده است. اصول عملکردی NSGA-II بر اساس تغییر متغیرهای بهینه‌سازی با عملگرهای تقاطع و جهش و انتخاب جمعیت نسل بعدی است. در واقع پارامترهایی مثل تعداد تکرار، تعداد جمعیت و احتمال تقاطع و جهش برای محاسبه دقیق امان‌های مدار، قابل تغییر است. متغیرهای مبدل نظیر مقدار اندوکتانس و خازن‌ها، فرکانس سوئیچینگ مبدل اول و دوم، ولتاژ لینک DC و نسبت تبدیل ترانسفورمر با کمینه کردن تابع هدف زیر بهینه می‌شوند:

$$OF = w_1(MTTF_d - MTTF_c) + w_2(1 - \eta) \quad (15)$$

در رابطه ۱۵ مقدار $MTTF_d$ مدت زمان مورد انتظار عملکرد بدون خرابی مبدل است که ۴۰۰۰۰ ساعت انتخاب شده است و $MTTF_c$ مقدار عملکرد بدون خرابی که در هر تکرار الگوریتم محاسبه می‌شود. قسمت دوم رابطه (۱۵) η بازدهی مبدل که این بخش به‌منظور ماکزیمم

شکل‌های ۵ تا ۸ منحنی قابلیت اطمینان را برای پارامترهای مختلف مبدل نشان می‌دهد. این منحنی‌ها برای پارامترهای دوره‌کاری (D) فرکانس کلید زنی (f) توان خروجی (P) و نسبت تبدیل ترانسفورمر (N) برای مدت زمان ۴۰۰۰۰ ساعت رسم شده‌اند. این نمودارها برای ۵ مقدار مختلف در هر حالت رسم شده‌اند. به‌عنوان مثال برای فرکانس کلید زنی ۱۰۰ کیلوهرتز نمودار برای پنج حالت ۸۰، ۹۰، ۱۰۰، ۱۱۰ و ۱۲۰ کیلوهرتز رسم شده است. همان‌گونه که در شکل‌های ۵ تا ۸ مشخص است قابلیت اطمینان با افزایش توان خروجی، نسبت تبدیل ترانسفورمر، فرکانس کاری و کاهش می‌یابد و از آنجاکه لازم است بین قابلیت اطمینان و بازدهی یک مصالحه صورت گیرد، بنابراین مقادیر بهینه شده پارامترها به‌دست آمده از الگوریتم برابر مقادیر به‌دست آمده در جدول ۲ می‌باشند. همان‌گونه که از شکل‌های ۵ تا ۸ مشخص است دوره کاری و توان خروجی تاثیر بیشتری را بر تغییر عملکرد قابلیت اطمینان می‌گذارد.

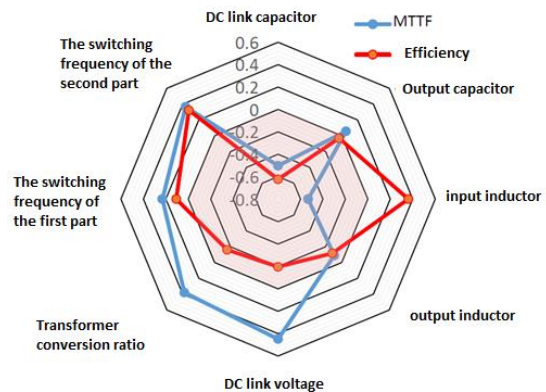
جدول ۲- مقدار پارامترهای بهینه شده.

Table 2. The values of optimized parameters.

Parameter	Sign	Amount
Input voltage	V_{in}	26-44 V
Indicator Boost	L_b	140 μ H
Boost output voltage	V_b	50 V
Boost frequency switching	f_{sb}	115 kHz
Capacitor voltage Boost converter	C_b	95 μ F
Full Bridge frequency switching	f_s	90 kHz
Indicator resonance converter	L_s	46 μ H
Input voltage	L_m	900 μ H
Series capacitor resonant converter	C_s	67 nF
Parallel capacitor resonance converter	C_p	10 nF
Transformer ratio	$n_1, n_2, n_3, n_4, n_5, n_6, n_7$	18, 38/9, 10, 14/9, 32/1, 16/2, 3/3
Output filter capacitor	$C_{f1}, C_{f2}, C_{f3}, C_{f4}, C_{f5}, C_{f6}, C_{f7}$	95 nF
Output voltage	$V_{C4}, V_{C3}, V_{C2}, V_{C1}, V_{A0}, V_{HIx}, V_{A1}$	880, 2780, 3270, 4000, 5570, 6260, 6420 V
Output load currents	$I_{C4}, I_{C3}, I_{C2}, I_{C1}, I_{A0}, I_{HIx}, I_{A1}$	3 m, 7 m, 16 m, 15 m, 25 μ , 3m, 48 μ A
Output power	P_{out}	150 W

مبدل اول و دوم، تحلیل حساسیت برای مولفه‌های تابع هدف انجام می‌شود (در شکل ۳ آورده شده است) تا در نهایت پارامترهایی با حساسیت بالاتر انتخاب شوند. نمودار راداری آنالیز حساسیت در شکل ۴ نشان داده شده است. مطابق شکل، تغییرات ولتاژ لینک DC و دوره کاری بیشترین تاثیر را روی تابع هدف دارند. همچنین افزایش مقدار خازن لینک DC و اندوکتانس ورودی، بیشترین تاثیر را بر مولفه MTTF تابع هدف دارند. تحلیل بیانگر آن است که فیلتر خازنی و اندوکتانس ترانسفورمر مبدل تاثیر چندانی روی تابع هدف ندارد. لذا از این دو المان در الگوریتم بهینه‌سازی صرف‌نظر می‌شود. در نتیجه پارامترهای اندوکتانس ورودی، خازن لینک DC، نسبت تبدیل ترانسفورمر، ولتاژ لینک DC و فرکانس کلید زنی مبدل اول و دوم به‌عنوان پارامترهای مورد نظر در روند بهینه‌سازی در نظر گرفته شده‌اند. بعد از آنالیز حساسیت و مطابق با روند الگوریتم در شکل ۳، ابتدا بازه تغییرات متغیرهای ورودی تابع هدف تعیین می‌شود. سپس با انتخاب ضرایب وزنی برای راندمان و MTTF، الگوریتم NSGA-II اجرا شده و مقادیر بهینه مدار استخراج می‌شوند.

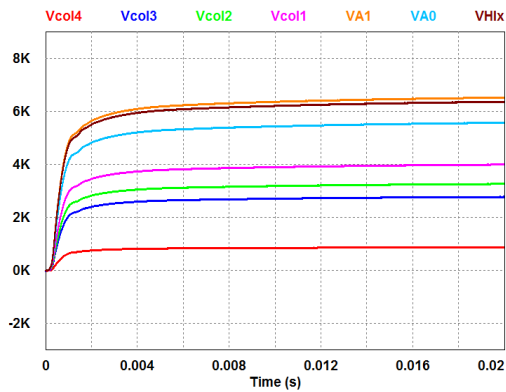
جدول ۲ مقدار پارامترهای بهینه‌سازی شده توسط الگوریتم ژنتیک را نشان می‌دهد. در این طراحی مقادیر بهینه‌سازی شده، MTTF ۲۰۰۰۰ ساعت و راندمان ۹۱٪ در حالت نامی برای مبدل به‌دست می‌آید که نشان دهنده افزایش قابلیت اطمینان با حفظ راندمان بالا است. از آنجاکه تابع هدف شامل دو مولفه راندمان و قابلیت اطمینان می‌باشد بنابراین شکل ۴ آنالیز حساسیت این دو پارامتر را با توجه به تغییرات المان‌های مبدل نشان می‌دهد.



شکل ۴- نمایش راداری تحلیل حساسیت برای مولفه‌های تابع هدف (راندمان و قابلیت اطمینان).

Fig. 4. Radar display of sensitivity analysis for the components of the objective function (efficiency and reliability).

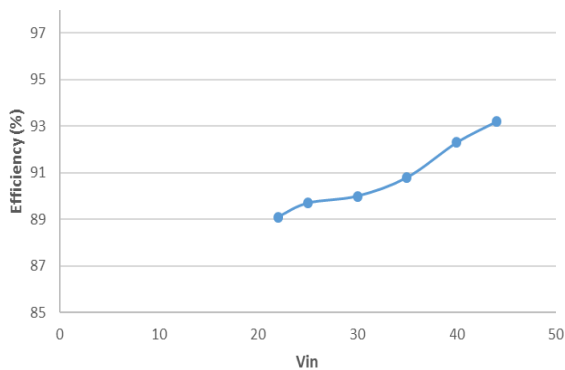
لازم به‌ذکر است که احتمال خطای اتصال کوتاه برای کلید ماسفت و دیود برابر ۰/۷ در نظر گرفته شد. شبیه‌سازی و روند بهینه‌سازی مبدل توسط نرم افزار Matlab انجام شده است.



شکل ۹ - شکل موج ولتاژهای خروجی مبدل.

Fig. 9. Output voltage waveforms of converter.

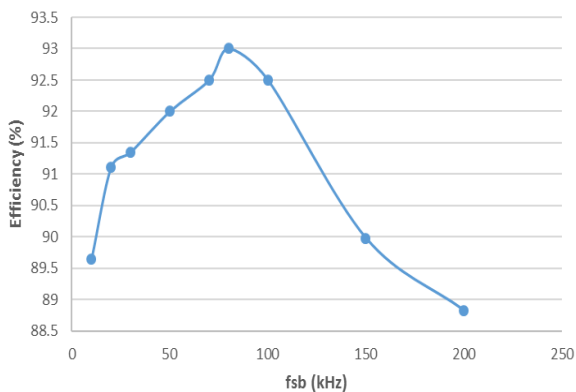
نمودار بازده مبدل نسبت به ولتاژ ورودی و فرکانس کاری در شکل های ۱۰ و ۱۱ آورده شده است.



شکل ۱۰ - نمودار بازده مبدل نسبت به ولتاژ ورودی.

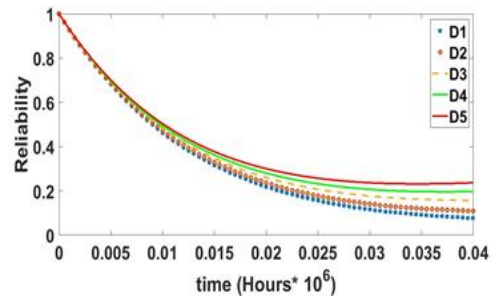
Fig. 10. Converter efficiency vs. input voltage.

همان طور که در شکل ۱۰ مشخص است هرچه اختلاف ولتاژ بین ورودی و خروجی مبدل Boost بیشتر باشد، تلفات در مبدل نیز بیشتر است. در نتیجه بازده بیشینه در بیشترین ولتاژ ورودی حاصل می گردد.



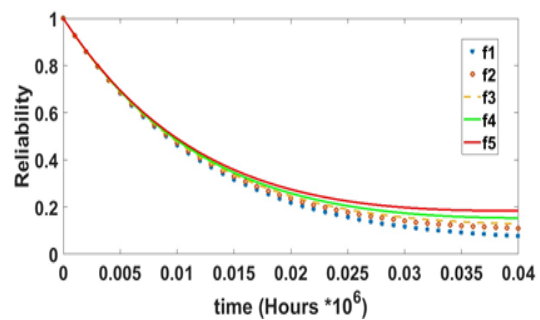
شکل ۱۱ - نمودار بازده مبدل نسبت به فرکانس کلیدزنی.

Fig. 11. Converter efficiency vs. switching frequency.



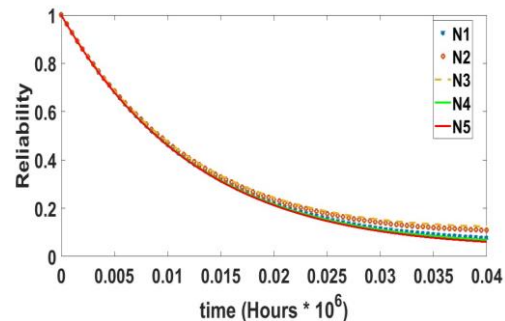
شکل ۵ - نمودار قابلیت اطمینان برای دوره کاری های مختلف.

Fig. 5. The reliability curves of different duty cycles.



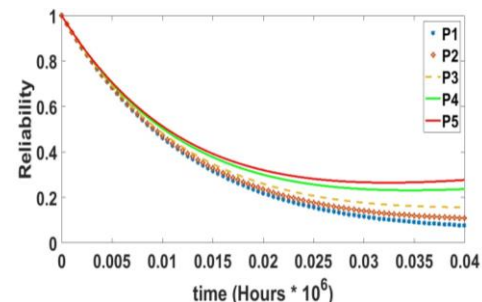
شکل ۶ - نمودار قابلیت اطمینان برای فرکانس کلیدزنی مختلف.

Fig. 6. The reliability curves of different switching frequency.



شکل ۷ - نمودار قابلیت اطمینان برای نسبت تبدیل مختلف ترانسفورمر.

Fig. 7. The reliability curves of different transformer conversation ratio.



شکل ۸ - نمودار قابلیت اطمینان برای توان های مختلف.

Fig. 8. The reliability curves of different powers.

networks considering flexible interconnection devices," *IEEE Access*, vol. 9, pp. 166048-166057, 2021, <https://doi.org/10.1109/ACCESS.2021.3135609>.

- [7] Y. W. Cho, J. M. Kwon, and B. H. Kwon, "Single power-conversion AC-DC converter with high power factor and high efficiency," *IEEE Transactions on Power Electronics*, vol. 29, no. 9, pp. 4797-4806, 2013, <https://doi.org/10.1109/TPEL.2013.2286832>.
- [8] G. Li, D. Yang, B. Zhou, Y. F. Liu, and H. Zhang, "A topology-reconfigurable fault-tolerant two-and-single stage AC-DC converter for high reliability applications," *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, vol. 70, no. 4, pp. 3708-3716, 2022, <https://doi.org/10.1109/TIE.2022.3174236>.
- [9] S. Raj, V. Singh, N. K. Rajalwal, and D. Ghosh, "Reliability prediction of a distribution protection scheme using Markov model," in *8th International Conference on Reliability, Infocom Technologies and Optimization (Trends and Future Directions)(ICRITO)*, Noida, India, 2020, pp. 868-87, <https://doi.org/10.1109/ICRITO48877.2020.9197804>.
- [10] M. Ghavami and C. Singh, "Reliability evaluation of electric vehicle charging systems including the impact of repair," in *IEEE Industry Applications Society Annual Meeting*, Cincinnati, OH, USA, 2017, pp. 1-9, <https://doi.org/10.1109/IAS.2017.8101865>.
- [11] S. A. Q. Mohammed and J. W. Jung, "A state-of-the-art review on soft-switching techniques for DC-DC, DC-AC, AC-DC, and AC-AC power converters," *IEEE Transactions on Industrial Informatics*, vol. 17, no. 10, pp. 6569-6582, 2021, <https://doi.org/10.1109/TII.2021.3058218>.
- [12] W. Kuo and V. R. Prasad, "An annotated overview of system-reliability optimization," *IEEE Transactions on Reliability*, vol. 49, no. 2, pp. 176-187, 2000, <https://doi.org/10.1109/24.877336>.
- [13] A. T. Bryant, P. A. Mawby, P. R. Palmer, E. Santi, and J. L. Hudgins, "Exploration of power device reliability using compact device models and fast electrothermal simulation," *IEEE Transactions on Industry Applications*, vol. 44, no. 3, pp. 894-903, 2008, <https://doi.org/10.1109/TIA.2008.921388>.
- [14] A. H. Ranjbar, M. Kiani, and B. Fahimi, "Dynamic Markov model for reliability evaluation of power electronic systems," in *International Conference on Power Engineering, Energy and Electrical Drives*, Malaga, Spain, 2011, pp. 1-6, <https://doi.org/10.1109/PowerEng.2011.6036439>.
- [15] P. Babcock and S. Philip, "An introduction to reliability modeling of fault-tolerant systems," Charles Stark Draper Laboratory, Cambridge, MA, Tech. Rep. CSDL, 1986.
- [16] V. Mulpuri, M. Haque, M. N. Shaheed, and S. Choi, "Multistate Markov analysis in reliability evaluation

نتیجه گیری

هدف این مقاله بهینه‌سازی پارامترهای مبدل ولتاژ بالا مورد استفاده در بخش TWTA سازه‌های فضایی با استفاده از الگوریتم ژنتیک و تابع هزینه چند هدفه و افزایش قابلیت اطمینان آن توسط مدل مارکوف می‌باشد. در این مقاله تابع هزینه شامل دو بخش بازدهی و قابلیت اطمینان می‌باشد که دو پارامتر مهم در منابع تغذیه سازه‌های فضایی به حساب می‌آیند. مقدار المان‌های مبدل در بازه‌هایی متناسب با مقدار به دست آمده در تئوری در نظر گرفته می‌شوند سپس با استفاده از الگوریتم ژنتیک، تابع هدف معادله ۱۵ مورد تحلیل قرار می‌گیرد و هدف مینیمم کردن این تابع می‌باشد. مقادیر متناظر با تابع هدف مینیمم برای مدت زمان اولین خرابی MTTF در حدود ۲۰۰۰۰ ساعت و مقدار بازدهی ۹۱ درصد می‌باشد، همچنین مقادیر به دست آمده برای المان‌های مدار در این حالت در جدول ۲ آورده شده است.

تعارض منافع

هیچگونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

مراجع

- [1] C. Zhang, S. Du, and Q. Chen, "A novel scheme suitable for high-voltage and large-capacity photovoltaic power stations," *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, vol. 60, no. 9, pp. 3775-3783, 2013, <https://doi.org/10.1109/TIE.2012.2208438>.
- [2] S. N. Vukosavić, L. S. Perić, and S. D. Sušić, "A novel power converter topology for electrostatic precipitators," *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, vol. 31, no. 1, pp. 152-164, 2016, <https://doi.org/10.1109/TPEL.2015.2405471>.
- [3] J. F. Chen, R. Y. Chen, and T. J. Liang, "Study and implementation of a single-stage current-fed boost PFC converter with ZCS for high voltage applications," *IEEE Transactions on Power Electronics*, vol. 23, no. 1, pp. 379-386, 2008, <https://doi.org/10.1109/TPEL.2007.909283>.
- [4] I. Barbi and R. Gules, "Isolated DC-DC converters with high-output voltage for TWTA telecommunication satellite applications," *IEEE Transactions on Power Electronics*, vol. 18, no. 4, pp. 975-984, 2003, <https://doi.org/10.1109/TPEL.2003.813762>.
- [5] S. H. Ahn, H. J. Ryoo, J. W. Gong, and S. R. Jang, "Low-ripple and high-precision high-voltage DC power supply for pulsed power applications," *IEEE Transactions on Plasma Science*, vol. 42, no. 10, pp. 3023-3033, 2014, <https://doi.org/10.1109/TPS.2014.2333813>.
- [6] X. Wang, W. Yang, and D. Liang, "Multi-objective robust optimization of hybrid AC/DC distribution

- converters," *IEEE Access*, vol. 9, pp. 33666-33674, 2021, <https://doi.org/10.1109/ACCESS.2021.3060950>.
- [19] B. Ye, X. Shi, X. Wang, and H. Wu, "Optimisation configuration of hybrid AC/DC microgrid containing electric vehicles based on the NSGA-II algorithm," *The Journal of Engineering*, vol. 2019, no. 10, pp. 7229-7236, 2019, <https://doi.org/10.1049/joe.2018.5043>.
- [20] T. B. Soeiro, J. Mühlethaler, J. Linnér, P. Ranstad, and J. W. Kolar, "Automated design of a high-power high-frequency LCC resonant converter for electrostatic precipitators," *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, vol. 60, no. 11, pp. 4805-4819, 2013, <https://doi.org/10.1109/TIE.2012.2227897>.
- and life time extension of DC-DC power converter for electric vehicle applications," in *IEEE Transportation Electrification Conference and Expo (ITEC)*, Long Beach, CA, USA, 2018, pp. 280-285, <https://doi.org/10.1109/ITEC.2018.8450102>.
- [17] J. L. Soon, D. D. C. Lu, J. C. H. Peng, and W. Xiao, "Reconfigurable nonisolated DC-DC converter with fault-tolerant capability," *IEEE Transactions on Power Electronics*, vol. 35, no. 9, pp. 8934-8943, 2020, <https://doi.org/10.1109/TPEL.2020.2971837>.
- [18] H. Tarzamni, F. Tahami, M. Fotuhi-Firuzabad, and F. Blaabjerg, "Improved Markov model for reliability assessment of isolated multiple-switch PWM DC-DC

Original Research Paper

Deploying of Space Technology Development Strategy Based on Developed Countries' Model

Hadi Jalili* 

Iranian Space Research Center, Tehran, Iran

ARTICLE INFO**Article History:**

Received 23 August 2023

Revised 18 September 2023

Accepted 18 September 2023

Available Online 17 October 2023

Keywords:

Space technology development

Development model

Suborbital laboratory

Minimal mass orbital

Launch service

ABSTRACT

This paper reviews space technology development models in countries similar to Iran to identify strategic approaches that can be adapted for its national context. Two countries are examined: the first group consists of countries more advanced in space technology, and the second includes those following the former to enhance capabilities. Leading countries like the United States, Russia, China, Japan, India, and the European Union have been excluded from this analysis due to their well-established programs. The countries under investigation are categorized based on technological achievements and aspirations: the first category includes Israel (the occupation regime of Al-Qods), South Korea, and Turkey, which have made substantial progress in developing indigenous space technologies, while the second category includes the United Arab Emirates, North Korea, Kazakhstan, and Pakistan, which are also expanding their space capabilities. A SWOT (strengths, weaknesses, opportunities, and threats) analysis was conducted to evaluate space technology trends and strategic initiatives in these countries. In this study, three types of development models have been derived. The indigenous development model, and the collaborative development model in self-sufficient level and in system design and integration level. a suitable development model for Iran has been identified, leveraging its unique strengths and opportunities. The results indicate that an indigenous development model is the most suitable strategy for space technology advancement in Iran. This approach emphasizes self-reliance and innovation in developing critical technologies. Key infrastructure for this model includes establishing a suborbital laboratory and a minimal mass orbital launch service, which are essential for fostering technological independence and supporting sustainable growth in Iran's space sector.

*Corresponding Author's E-mail: hadi.jalili.n@gmail.com**How to Cite this Article:**H. Jalili, "Deploying of space technology development strategy based on developed countries' model," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 17, No. 1, pp. 49-62, 2024, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2024.1458>.**COPYRIGHTS**© 2024 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/).

مقاله پژوهشی

تبیین راهبرد توسعه فناوری فضایی بر اساس الگوی کشورهای توسعه یافته

هادی جلیلی*

استادیار، پژوهشگاه فضایی ایران، تهران، ایران

چکیده

در این مقاله، ابتدا به بررسی الگوهای توسعه فناوری فضایی در کشورهای منطقه پرداخته شده و معیارها و شاخصه‌های اصلی هر یک از این الگوها استخراج شده است. در این تحقیق با صرف نظر از کشورهای پیشرو مانند آمریکا، روسیه، چین، ژاپن، هند و اتحادیه اروپا، به بررسی کشورهای مطرح منطقه در حوزه فضایی پرداخته شده است. این کشورها در درجه اول اهمیت شامل رژیم اشغالگر قدس، کره جنوبی و ترکیه و در درجه دوم اهمیت شامل امارات متحده عربی، کره شمالی، قزاقستان و پاکستان می‌باشند. پس از آن، تحلیل قوت، ضعف، فرصت و تهدید (SWOT) برای شرایط توسعه فناوری فضایی در کشور انجام شده و در انتها بر اساس نیازمندی‌های الگوی توسعه فناوری فضایی، بهترین الگوی توسعه به همراه نیازمندی‌های مربوطه اعلام شده است. در این تحقیق سه دسته بندی برای الگوی توسعه فناوری فضایی استخراج شده است. الگوی توسعه بومی، الگوی توسعه مشارکتی سطح خودکفایی و الگوی توسعه مشارکتی سطح طراحی سیستمی و تجمیع. بر اساس نتایج این تحقیق، «مدل توسعه بومی» بهترین مدل توسعه فناوری فضایی در کشور می‌باشد و یکی از مهم ترین زیرساخت‌های مورد نیاز در این زمینه، داشتن آزمایشگاه زیرمدراری و قابلیت انجام پرتاب‌های مداری ارزان قیمت با جرم حداقلی می‌باشد. در انتخاب این الگوی توسعه، سوابق و توانمندی‌های اخذ شده در حوزه دفاعی بسیار اثرگذار بوده است.

اطلاعات مقاله

تاریخچه مقاله:

دریافت ۱ شهریور ۱۴۰۲
بازنگری ۲۷ شهریور ۱۴۰۲
پذیرش ۲۷ شهریور ۱۴۰۲
اولین انتشار ۲۵ مهر ۱۴۰۲

واژه‌های کلیدی:

توسعه فناوری فضایی
الگوی توسعه
آزمایشگاه زیرمدراری
پرتاب مداری ارزان قیمت
راه اندازی پرتاب

*پست الکترونیکی نویسنده مسئول: hadi.jalili.n@gmail.com

How to Cite this Article:

H. Jalili, "Deploying of space technology development strategy based on developed countries' model," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 17, No. 1, pp. 49-62, 2024, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2024.1458>.



COPYRIGHTS

© 2024 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/).



پرداخته شده است. از سوی دیگر کشورهای در حال توسعه در حوزه فضایی، شامل ایران، کره شمالی، امارات، پاکستان، قزاقستان و غیره می‌باشند که هر یک به فراخور زیرساخت‌ها و پتانسیل‌های موجود در کشور خود، در مسیر توسعه فضایی گام نهاده‌اند. در ادامه به اختصار به برخی اقدامات این کشورها در حوزه فضایی پرداخته شده است.

الگوهای توسعه فناوری فضایی در کشورهای توسعه یافته

مروری بر الگوی توسعه فضایی رژیم اشغالگر قدس

فعالیت‌های فضایی رژیم اشغالگر قدس از اوایل سال ۱۹۶۰ با تاسیس کمیته ملی تحقیقات فضایی و انجام پروژه‌های تحقیقاتی دانشگاهی شروع شد. در سال‌های ۱۹۶۰ تا ۱۹۷۰، زیرساخت‌های لازم برای توسعه و تحقیق در زمینه دانش و اکتشافات فضایی توسعه داده شد. از اولین اقدامات این حوزه تست راکت دو مرحله‌ای در سال ۱۹۶۱ می‌باشد. برنامه ماهواره‌ای در سال ۱۹۷۹ با امکان‌سنجی در این حوزه آغاز شد. این موضوع پس از معاهده صلح میان رژیم اشغالگر قدس و مصر و ممنوعیت ارسال هواپیمای جاسوسی به خاک مصر برای نظارت بر فعالیت صحرای سینا، آغاز شد. در سال ۱۹۸۲، برنامه اوفک^۱ به‌منظور توسعه ماهواره‌های سنجشی آغاز شد [۱۴، ۱۷]. این برنامه شامل تعیین زمان‌بندی‌ها، توسعه ایستگاه‌های زمینی، تخمین بودجه و تامین نیروی انسانی موردنیاز می‌باشد. از اهداف این برنامه، توسعه ماهواره بدون اتکاء به کمک کشورهای دیگر بوده است. ساخت این سری از ماهواره با تکیه بر قابلیت‌های بومی این کشور بود و این ماهواره‌ها مبنایی برای ساخت ماهواره با کاربرهای دیگر (سنجشی و مخابراتی) شد.

Ofeq 1 یک ماهواره آزمایشی ۱۵۷ کیلوگرمی برای نشان دادن توانایی رژیم اشغالگر قدس برای راه‌اندازی ماهواره‌های کوچک بود. طراحی این ماهواره از سال ۱۹۷۹ آغاز شد و در سال ۱۹۸۸ توسط پرتابگر بومی Shavit پرتاب شد [۱۷-۱۵] و عملیات خود را با موفقیت برای حدود ۴ ماه انجام داد و سرانجام در ۱۴ ژانویه ۱۹۸۹ به جو بازگشت. در این عملیات، تولید، انتقال و دریافت سیستم توان خورشیدی و همچنین کارکرد و قابلیت سیستم در شرایط بی‌وزنی و خلأ تست شد. همچنین جمع‌آوری اطلاعات در مورد شرایط محیط فضا و میدان مغناطیسی زمین انجام گرفت. لازم به‌ذکر است که عمر عملیاتی ماهواره حدود چند هفته در نظر گرفته شده بود ولی به دلیل قرار گرفتن در مدار بالاتر از مدار مورد نظر تا ۱۴ ژانویه ۱۹۸۹ به جو بازنگشت [۱۵].

مقدمه

برنامه‌ریزی بلندمدت برای توسعه فناوری فضایی از این جهت مهم و حیاتی است که حوزه فضایی بسیار پرهزینه بوده [۲، ۱] و برنامه‌ریزی نادرست می‌تواند این هزینه‌ها را بسیار افزایش دهد به گونه‌ای که با توجه به امکانات موجود، ادامه مسیر یا به صرفه نباشد یا غیرممکن شود [۴، ۳] از سوی دیگر تخمین اشتباه هزینه-زمان توسعه فضایی (کمتر از میزان واقعی)، باعث ایجاد دلسردی در مدیران ارشد و همچنین بدنه کارشناسی می‌شود به گونه‌ای که ممکن است اعتقاد به توسعه فناوری فضایی در داخل کشور کم رنگ شود [۵]. لذا با یک برنامه‌ریزی بلند مدت و صحیح برای رسیدن به خدمات یا سامانه‌های فضایی، بایستی ملزومات توسعه فضایی را به دقت مشخص و تبیین نمود. در این مسیر شاید توسعه تمام ملزومات نیاز نبوده و راه‌های میان‌بری وجود داشته باشد که بتوان در زمان و هزینه اکتساب فناوری صرفه‌جویی نمود [۶].

یکی از راه‌های شناسایی الگوی مناسب توسعه فناوری فضایی، مطالعه روند توسعه کشورهای صاحب فناوری فضایی و استخراج الگوهای مورد بهره‌برداری توسط آن کشورها می‌باشد [۱۰-۷] برای این منظور، با صرف نظر از کشورهای ایالات متحده آمریکا و روسیه به عنوان قطب‌های این فناوری و همچنین سازمان فضایی اروپا، و تمرکز بر روی کشورهای آسیایی می‌توان دسته‌بندی مطابق جدول ۱ به شرح زیر را ارائه نمود [۱۳-۱۱].

جدول ۱- کشورهای آسیایی توانمند در حوزه فضایی.

Table 1. Asian countries capable in the field of space.

Category	Country
Pioneer Countries	China, India, Japan
Developed Countries	Al-Quds occupying regime, South Korea, Turkey
Developing Countries	UAE, Iran, North Korea, Kazakhstan, Pakistan

از میان کشورهای پیشرو در صنعت فضایی کشورهای ژاپن و چین در سال ۱۹۷۰ و کشور هند در ۱۹۸۰ با پرتاب اولین ماهواره، جزء کشورهای استفاده کننده از خدمات فضایی شدند [۱۳].

نگاهی به روند توسعه صنعت فضایی در کشورهای توسعه یافته آسیایی، تا حدودی سیاست‌ها و راهبردهای اتخاذ شده برای رشد صنعت فضایی را مشخص می‌کند. رژیم اشغالگر قدس، کره جنوبی و ترکیه در حوزه فضایی توسعه یافته تلقی می‌شوند که در ادامه به بررسی روند آن‌ها

می‌باشد. همچنین این ماهواره می‌تواند ۱/۲۳ کیلو وات توان را توسط سلول‌های خورشیدی تأمین نماید. این ماهواره در سال ۱۹۹۶ توسط پرتابگر آریان پرتاب شد و در سال ۲۰۰۹ به اینتل فروخته شد و به عنوان Intelsat-24 در مدار قرار گرفت. هزینه توسعه، پرتاب و ۱۰ سال عملیات Amos 1 حدود ۲۵۰ میلیون دلار تخمین زده می‌شود. پیمانکار اصلی این ماهواره IAI می‌باشد. در توسعه این ماهواره شرکت‌های DASA و Alcatel مساعدت داشته‌اند. همچنین شرکت‌های اروپایی در تهیه برخی زیرسامانه‌های ماهواره همکاری داشته‌اند (شرکت Alcatel در تأمین محموله باند Ku، شرکت German Dornier در تأمین زیرسیستم توان، شرکت MBB (Astrium) در تأمین تراستر و شرکت Teldix در تأمین چرخ مونتوم) [۳، ۵، ۶]. پس از آن، ادامه ماهواره‌های سری Amos (2-6) توسعه یافته و مورد بهره‌برداری قرار گرفتند. پرتابگرهای مورد استفاده به ترتیب Soyuz، Proton Zenit و Falcon 9 می‌باشند و فقط Amos 5 با پلتفرم روسی Ekspress-1000N (غیربومی) توسعه یافته است. به‌طور خلاصه روند توسعه ماهواره‌های رژیم اشغالگر قدس در شکل ۱ بیان شده است.

Changes over time	
1979 - Up to Now	
Development of Satellite	Scientific Satellite
1979 - 1990	1990 - 1998
Ofeq1, 2	TechSat a, b
	Remote Sensing and Spy Satellite
	1990 - Up to Now
	Ofeq3-11, 13, 16, TecSAR, ErosA-C, NG
	Communication Satellite
	1990 - Up to Now
	Amos1-6

شکل ۱- روند توسعه ماهواره‌های رژیم اشغالگر قدس.

Fig. 1. The development process of satellites of the Quds occupying regime.

با بررسی روند توسعه ماهواره‌های رژیم اشغالگر قدس می‌توان چنین جمع‌بندی نمود:

۱. روند طی شده در مسیر توسعه ماهواره‌های سنجشی- جاسوسی از سال ۱۹۷۹ به مدت حدود ۹ سال فرآیند توسعه اولین ماهواره بومی به‌طول انجامید که در ادامه این مسیر، در سال ۱۹۹۵ و با گذشت زمان ۱۶ سال، اولین ماهواره جاسوسی عملیاتی توسعه یافت. پس از این موفقیت و در ادامه آن، در سال ۲۰۰۰ اولین ماهواره عملیاتی سنجشی ارائه شد.

۲. روند طی شده در مسیر توسعه ماهواره‌های مخابراتی توسعه ماهواره‌های مخابراتی از سال ۱۹۹۰ و پس از توسعه مقدماتی سیستمی ماهواره، آغاز شد و در سال ۱۹۹۶ اولین ماهواره مخابراتی توسعه داده شد. بر این اساس مدت زمان توسعه

ماهواره Ofeq 2 همانند Ofeq 1 بود که برای آزمایش عملکرد سیستم‌های مخابراتی در مدار، در ۳ آوریل ۱۹۹۰ توسط پرتابگر Shavit پرتاب و در ۹ جولای ۱۹۹۰ وارد جو زمین شد. جرم این ماهواره ۱۶۰ کیلوگرم بود. این ماهواره برای تست لینک‌های مخابراتی مورد بهره‌برداری قرار گرفت. شایان ذکر است پلتفرم Ofeq-1، Ofeq 1,2، Ofeq-1 Bus بوده است.

ماهواره Ofeq 3 اولین ماهواره جاسوسی رژیم اشغالگر قدس به‌شمار می‌رود که در سال ۱۹۹۵ توسط Shavit-1 پرتاب شد. پلتفرم این ماهواره و سری‌های بعدی ماهواره Ofeq ، OPTSAT-2000 می‌باشد. جرم این ماهواره ۲۲۵ کیلوگرم می‌باشد.

پس از آن، ادامه ماهواره‌های سری Ofeq (۴ الی ۱۰) از سال ۱۹۹۸ الی ۲۰۱۴ توسعه یافتند. در این میان محموله‌های دید در شب (Ofeq 6)، رزولوشن بهتر از ۰/۵ متر (Ofeq 9) و پرتاب با پرتابگر بومی Shavit از جمله نکات بارز این ماهواره‌ها می‌باشد [۱۶، ۱۷].

فعالیت رژیم اشغالگر قدس در حوزه ماهواره‌های سنجشی (غیرجاسوسی) با استفاده از پرتابگرهای غیر بومی انجام شده است. ماهواره‌های سری EROS (A تا C و منظومه NG) بر پایه پلتفرم OPSAT-2000 و OPSAT-3000 بوده و از سال ۱۹۹۷ آغاز شد [۱۶] و طی سال‌های ۲۰۰۰ الی ۲۰۲۲ پرتاب شده‌اند. رزولوشن تصویربرداری این ماهواره‌ها به ترتیب ۱/۸، ۰/۷، ۰/۷ و ۰/۳ متر می‌باشد [۱۷]. ماهواره EROS-C مجهز به دوربین ابرطیفی می‌باشد. از سوی دیگر، TecSAR یک ماهواره جاسوسی مجهز به synthetic aperture radar است و اولین ماهواره کوچک دارای رادار هوابرد وزارت دفاع رژیم اشغالگر قدس محسوب می‌شود. جرم این ماهواره ۲۹۵ کیلوگرم و توان آن ۷۵۰ وات است. این ماهواره به‌واسطه سیستم رادار X-band خود، قابلیت عکس‌برداری با رزولوشن ۱۰ سانتیمتر را دارد. این ماهواره در سال ۲۰۰۸ توسط پرتابگر هندی PSLV پرتاب گردید.

فعالیت‌های رژیم اشغالگر قدس در زمینه ماهواره‌های مخابراتی با ماهواره‌های Amos آغاز شد. ماهواره‌های Amos از سری ماهواره‌های مخابراتی رژیم اشغالگر قدس هستند که پروژه آن در سال ۱۹۹۰ آغاز شد. تمامی این ماهواره‌ها توسط Spacecom بهره‌برداری شده است و به جز Amos 5، همگی توسط صنایع هوافضای رژیم اشغالگر قدس (IAI) توسعه یافته‌اند. برای پرتاب این ماهواره‌ها از پرتابگرهای غیربومی استفاده شده است [۱۷، ۱۸].

Amos 1 اولین ماهواره مخابراتی رژیم اشغالگر قدس بود که بر اساس تجربیات ماهواره Ofeq شکل گرفت و طراحی آن از سال ۱۹۹۰ آغاز شد. جرم این ماهواره ۹۶۱ کیلوگرم و دارای عمر عملیاتی ۱۱ سال است و از پلتفرم Amos استفاده نموده و دارای ۷ باند ku اصلی و ۲ پشتیبان

فضایی از جمله UV Imaging, Space Physics package و غیره پرتاب شد. وزن این ماهواره‌ها به ترتیب ۱۰۶، ۱۰۰ و ۱۷۵ کیلوگرم می‌باشد. ماهواره‌های STsat-2a و STsat-2b در تست حامل بومی کره، در اثر پرتاب ناموفق در مدار قرار نگرفت و سرانجام پرتاب سوم به نتیجه رسید [۱۴، ۱۷].

کره جنوبی پس از کسب دانش اولیه طراحی سیستمی ماهواره، اولین ماهواره عملیاتی سنجشی خود را با نام Kompsat-1 در سال ۱۹۹۵ با مشارکت شرکت TRW (USA) آغاز نمود و پس از تجمیع ماهواره در کره با باس T100 مربوط به شرکت TRW و انتقال آن به آمریکا، در سال ۱۹۹۹ پرتاب نمود. قدرت تفکیک مکانی آن ۶/۶ متر و جرم ماهواره ۵۱۰ کیلوگرم می‌باشد. پیشرانس این ماهواره هیدرازین می‌باشد.

پس از آن با مشارکت شرکت EADS Astrium باس ماهواره Kompsat-2 را که مشابه باس آمریکایی T100 بود را توسعه داد. وزن این ماهواره ۷۷۰ کیلوگرم و قدرت تفکیک مکانی آن ۱ متر می‌باشد. این ماهواره در سال ۲۰۰۶ پس از دو سال تاخیر به‌علت آماده نبودن حامل آن، پرتاب شد. محموله اپتیکی این ماهواره با مشارکت کشور آلمان و رژیم اشغالگر قدس توسعه داده شد.

پس از آن، ادامه ماهواره‌های سری Kompsat (3 الی 5 و همچنین 3A) از سال ۲۰۰۴ توسعه یافتند و به ترتیب از سال ۲۰۱۲ الی ۲۰۱۵ پرتاب شدند. در این میان ماهواره Kompsat-5 دارای محموله SAR و ماهواره Kompsat-3A دارای محموله IR با قدرت تفکیک مکانی ۵۵ متر می‌باشد. همچنین Kompsat 6, 7 برای پرتاب در سال‌های ۲۰۲۳ و ۲۰۲۴ برنامه‌ریزی شده‌اند [۱۴].

در سال ۲۰۰۳ اقدامات اولیه برای طراحی و ساخت ماهواره هواشناسی و رصد اقیانوس‌ها و همچنین برقراری لینک‌های مخابراتی انجام شد. این ماهواره با نام COMS-1 توسط باس Astro-Bus G شرکت EADS Astrium که بر پایه باس Eurostar 3000 می‌باشد ساخته شده است. پیمانکار اولیه این ماهواره شرکت EADS Astrium می‌باشد که در طی آن حدود ۴۰ کره‌ای توسط EADS Astrium آموزش می‌بینند. این ماهواره دارای پیشرانس شیمیایی دو مولفه می‌باشد. جرم این ماهواره ۲۴۶۰ کیلوگرم در مدار GTO و دارای قدرت تفکیک مکانی ۱ کیلومتر و ۴ کیلومتر (IR) برای هواشناسی و ۵۰۰ متر برای اقیانوس‌شناسی می‌باشد. همچنین محموله مخابراتی این ماهواره توسط کره جنوبی توسعه داده شده است. این ماهواره در سال ۲۰۱۰ پرتاب شد. پس از ماهواره COMS-1 دو ماهواره با نام‌های GEO-Kompsat-2A و GEO-Kompsat-2B با جرم‌های ۳۴۰۰ و ۳۲۰۰ در سال‌های ۲۰۱۸ و ۲۰۲۰ برای هواشناسی و اقیانوس‌شناسی پرتاب شد [۱۴، ۱۵].

ماهواره‌های مخابراتی حدود ۱۷ سال به طول انجامید. در این مسیر پلنفرم یا باس ماهواره به‌صورت بومی توسعه داده شده است ولی از سایر همکاری‌های بین‌المللی از جمله تامین زیرسامانه‌های توان، پیشرانس و محموله استفاده شده است. شرکت‌های همکار بین‌المللی در برنامه توسعه ماهواره‌ای رژیم اشغالگر قدس به شرح جدول ۲ می‌باشد:

جدول ۲- شرکت‌های همکار در توسعه ماهواره‌های رژیم اشغالگر قدس.

Table 2. Collaborating companies in the development of satellites for Quds occupying regime.

Satellite	Internatinal Partner Companies (Payload, Propulsion, Power)		Developing Time (Achievement Year)
Remote Sensing	---	---	16 years (1995)
Communication	Alcatel (Equipment)	Astrium (Equipment)	17 years (1996)

مروری بر الگوی توسعه فضایی کره جنوبی

اولین ماهواره کره‌ای با نام Kitsat-1 با مشارکت شرکت SSTL (UK) در سال ۱۹۹۲ ساخته و پرتاب شد. این ماهواره بر اساس یک باس توسعه یافته شرکت SSTL تحت نام Microsat-70 ساخته شده است و دارای جرم حدود ۵۰ کیلوگرم است. قدرت تفکیک مکانی آن ۴۰۰ متر می‌باشد. این قرارداد همکاری شامل: نصب ایستگاه زمینی در کره، آموزش دانشجویان کره‌ای در دانشگاه Surrey و انتقال دانش فنی، مشارکت و حضور در پرتاب یک میکرو ماهواره می‌باشد [۱۴، ۱۵].

ماهواره Kitsat-2 مشابه ماهواره Kitsat-1 می‌باشد و با همان باس Microsat-70 ساخته شده است با این تفاوت که این ماهواره در کره جنوبی و توسط تیم کره‌ای تجمیع شده است. این ماهواره در سال ۱۹۹۳ پرتاب شد و قدرت تفکیک مکانی آن بهبود داده شد (حدود ۲۰۰ متر). هدف از این ماهواره استفاده از اجزای ساخته شده داخلی، اثبات فناوری ماژول‌های آزمایشگاهی و ترقی دادن صنعت فضایی بومی بوده است.

پس از آن ماهواره Kitsat-3 با یک باس توسعه یافته کره‌ای توسط شرکت Satrec با جرم حدود ۱۰۰ کیلوگرم در سال ۱۹۹۹ پرتاب شد. شروع این پروژه در سال‌های ۱۹۹۴ و ۱۹۹۵ می‌باشد. قدرت تفکیک مکانی این ماهواره ۱۳/۸ متر می‌باشد.

پس از آن سه ماهواره علمی-فناوری با نام‌های STsat-1 (2003)، STsat-2c (2013) و STsat-3 (2013) برای تحقیقات

مسیر توسعه ماهواره‌های سنجشی عملیاتی تثبیت شده است و شروع به بهبود کیفیت و دقت تصویربرداری و همچنین استفاده از محموله‌های دیگر شده است [۱۶].

لذا می‌توان چنین بیان نمود مسیر توسعه ماهواره‌های سنجشی کره جنوبی حدود ۲۱ سال به طول انجامیده است که در این مسیر از مشارکت شرکت‌هایی همچون SSTL انگلیسی، TRW آمریکایی و EADS Astrium اروپایی در طراحی سیستمی ماهواره و توسعه باس ماهواره استفاده شده است و تجهیزات ماهواره‌ای مورد نیاز، از طریق همکاری‌های بین‌المللی تامین شده است.

همچنین هم‌زمان با توسعه ماهواره سنجشی عملیاتی Kompsat-2 با مشارکت شرکت EADS Astrium، طراحی ماهواره سنجشی (هواشناسی-اقیانوس‌شناسی) مدار زمین آهنگ نیز آغاز شد و فرایند طراحی و ساخت با مشارکت EADS Astrium ادامه یافت. پس از پرتاب موفق آن و همچنین تست برقراری ارتباط مخابراتی مدار زمین آهنگ، دو ماهواره سنجشی در سال‌های ۲۰۱۸ و ۲۰۲۰ پرتاب شدند.

شایان ذکر است پس از توسعه ماهواره در کلاس میکرو (۱۹۹۹)، برخی از فناوری‌ها و همچنین برخی اندازه‌گیری‌های فضایی به کمک ۳ ماهواره علمی- فناوری در کلاس میکرو در محدوده سال‌های ۱۹۹۹ تا ۲۰۱۳ به فراخور نیاز مورد آزمایش قرار گرفته است. ضمناً در این دوره، از این ماهواره‌ها به‌عنوان محوله برای توسعه حامل بومی نیز استفاده شده است.

۲. روند طی شده در مسیر توسعه ماهواره‌های مخابراتی

روند تامین ماهواره‌های مخابراتی کره جنوبی با خرید دو ماهواره از شرکت Lockheed Martin آمریکایی در سال‌های ۱۹۹۵ و ۱۹۹۶ آغاز شد و پس از آن با مشارکت دادن تیم کره‌ای توسط شرکت Lockheed Martin و پرتاب ماهواره سوم در سال ۱۹۹۹ این روند تداوم یافت. پس از آن ماهواره‌های مخابراتی کره‌ای از شرکت Alcatel و Thales Alenia اروپایی به‌عنوان پیمانکار اولیه تامین شد.

در مسیر توسعه ماهواره‌های مخابراتی، غیر از مشارکتی که تیم کره‌ای با شرکت Lockheed Martin داشته است فعالیت مستقیمی در زمینه ماهواره‌های مخابراتی نداشته است. از طرفی در مسیر توسعه ماهواره سنجشی مدار زمین آهنگ، با مشارکت شرکت EADS Astrium آموزش‌های مربوط به ماهواره زمین آهنگ کسب شده است. همچنین محموله مخابراتی بومی توسعه داده شده، به‌عنوان یکی از اجزای مهم ماهواره‌های مخابراتی، به‌صورت یک محموله جانبی در ماهواره سنجشی مدار زمین آهنگ مورد استفاده قرار گرفته است. کره جنوبی تاکنون مستقیم اقدام به طراحی و ساخت ماهواره مخابراتی زمین آهنگ ننموده است اما عملاً با ساخت و پرتاب ماهواره‌های سنجشی مدار زمین آهنگ GEO-

اقدامات کره جنوبی در زمینه ماهواره‌های مخابراتی از سال ۱۹۹۵ با پرتاب ماهواره KoreaSat-1 آغاز شد. این ماهواره با باس As-3000 شرکت Lockheed Martin (USA) انجام شد و دارای ۱۵ ترانسپوندر باند Ku می‌باشد. این ماهواره با موفقیت کامل پرتاب نشد. جرم این ماهواره ۱۴۶۴ کیلوگرم و دارای آپوچی سوخت جامد Star-30E است. ماهواره KoreaSat-2 مشابه ماهواره KoreaSat-1 در سال ۱۹۹۶ پرتاب شد. پس از آن ماهواره KoreaSat-3 با باس A2100A شرکت Lockheed Martin (USA) و با مشارکت تیم کره‌ای طراحی و ساخته شد و در سال ۱۹۹۹ پرتاب شد. این ماهواره دارای ۳۰ باند Ku و ۳ باند Ka می‌باشد و دارای جرم ۲۷۹۰ کیلوگرم است. پس از آن، ادامه ماهواره‌های سری KoreaSat (4 الی 8 و همچنین 5A و 116) از سال ۲۰۰۵ الی ۲۰۲۰ پرتاب شدند [۴، ۳]. تمامی این ماهواره‌ها با باس شرکت‌های غیربومی توسعه یافتند. به‌طور خلاصه روند توسعه ماهواره‌های کره جنوبی مطابق شکل ۲ می‌باشد.

Changes over time		
1999 - Up to Now		
Development of Satellite	Scientific Satellite	
1992 - 1999	1999 - 2013	
KitSat1, 2, 3	ST Sat1, 2, 3	
	Remote Sensing Satellite	
	1995 - Up to Now	
	KompSat1-7, 3A	
	Meteorological Satellite (GEO)	
	2003 - Up to Now	
	Coms1, GEO-Kompsat 2A, 2B	
	Communication Satellite	
	1995 - Up to Now	
	Koreasat1-8, 5A, 116	

شکل ۲- روند توسعه ماهواره‌های کره جنوبی.

Fig. 2. Development process of South Korean satellites.

با بررسی روند توسعه ماهواره‌های کره جنوبی می‌توان چنین جمع‌بندی نمود:

۱. روند طی شده در مسیر توسعه ماهواره‌های سنجشی از سال ۱۹۹۱ به مدت حدود ۸ سال مسیر توسعه دانش طراحی سیستمی ماهواره طی شد تا منجر به ساخت و تأیید یک ماهواره سنجشی با باس بومی گردید. شروع این مسیر تحت آموزش و مشارکت شرکت SSTL انگلستان و دانشگاه Surrey بوده است.

به موازات آن از سال ۱۹۹۵ (پس از دو تجربه موفق ماهواره‌سازی) الی سال ۲۰۱۲ به مدت ۱۷ سال مسیر توسعه ماهواره‌های سنجشی عملیاتی ادامه یافت. این مسیر توسعه ابتدا با مشارکت شرکت آمریکایی TRW و پس از آن توسعه یک ماهواره مشابه با مشارکت شرکت EADS Astrium بوده است که نهایتاً منجر به ساخت یک ماهواره بومی مشابه و پرتاب آن در سال ۲۰۱۲ شده است. پس از سال ۲۰۱۲

ماهواره بعدی Gokturk-1 می‌باشد که از سال ۲۰۰۸ با شرکت ایتالیایی Telespazio آغاز شد و قرار بود در سال ۲۰۱۳ پرتاب شود که به دلیل تاخیر شرکت فرانسوی تا ۲۰۱۶ به تعویق افتاد. باس این ماهواره از شرکت Thales Alenia تامین شده است. این قرارداد به ارزش ۲۵۰ میلیون یورو می‌باشد که شامل تامین تجهیزات تجمیع و تست ماهواره در ترکیه و ایستگاه زمینی دریافت و پردازش تصاویر می‌باشد. قدرت تفکیک مکانی ماهواره ۰/۸ متر و جرم آن ۱۱۰۰ کیلوگرم می‌باشد. این آزمایشگاه قابلیت تجمیع و تست ماهواره‌ها تا ۵۰۰۰ کیلوگرم را دارا است و می‌تواند دو ماهواره را به‌طور همزمان تولید و مورد تست قرار دهد. ارزش تجهیزات این آزمایشگاه حدود ۱۰۰ میلیون دلار می‌باشد. مراحل ساخت و اجرای آزمایشگاه پس از انعقاد قرارداد با شرکت Telespazio، از سال ۲۰۱۰ شروع شد و در ۲۰۱۴ خاتمه یافت و در سال ۲۰۱۵ رسماً افتتاح شد. تجهیزات و امکانات تست شامل Thermal test و Compact antenna و measurement range و Solar array deployment test و Vibration test و Mass property measurement و EMI/EMC و test و Acoustic test و Multi-layer insulation preparation می‌باشد [۱۴].

پس از آغاز طراحی ماهواره Gokturk-1، طراحی ماهواره Gokturk-2 شروع شد که جرم آن ۴۰۰ کیلوگرم و قدرت تفکیک مکانی آن ۲/۵ متر می‌باشد. این ماهواره در سال ۲۰۱۲ پرتاب شد (قبل از Gokturk-1). فعالیت‌های تجمیع و تست این ماهواره با مشارکت تیم ترکی در ترکیه انجام شد. در واقع پس از راه‌اندازی تجهیزات تست و تجمیع منعکس در قرارداد Gokturk-1، این تجهیزات برای ماهواره بعدی مورد استفاده قرار گرفت.

ماهواره بعدی Gokturk-3 می‌باشد که طراحی آن از سال ۲۰۱۳ آغاز و برنامه‌ریزی شده بود در سال ۲۰۱۹ پرتاب شود. این ماهواره دارای محموله سنجشی SAR می‌باشد. برنامه اعلامی جدید برای پرتاب این ماهواره سال ۲۰۲۳ می‌باشد [۱۲].

شروع فعالیت‌های فضایی ترکیه در زمینه مخابراتی مربوط به قرارداد خرید دو ماهواره -Turksat-1A و -Turksat-1B از شرکت اروپایی Aerosatiale (Alcatel/ Thales Alenia) می‌باشد که در سال ۱۹۹۴ پرتاب شدند. البته ماهواره Turksat-1A به دلیل پرتاب ناموفق حامل، در سال ۱۹۹۶ با ماهواره Turksat-1C جایگزین شد. این ماهواره‌ها دارای ۱۶ ترانسپوندر باند Ku، عمر عملیاتی ۱۰ سال و با جرم ۱۷۴۴ کیلوگرم می‌باشند. باس این ماهواره‌ها Spacebus 2000 می‌باشد [۱۵].

ماهواره بعدی Turksat-2A مربوط به شرکت Alcatel با باس Spacebus 3000B3 می‌باشد که طراحی آن از سال ۱۹۹۸ آغاز شد و در سال ۲۰۰۱ پرتاب شد. این ماهواره دارای ۳۴ ترانسپوندر باند Ku، عمر عملیاتی ۱۲ سال و با جرم ۳۵۳۵ کیلوگرم می‌باشد.

Kompsat-2A, 2B در سال ۲۰۱۸ و ۲۰۲۰، قابلیت طراحی و ساخت ماهواره‌های مخابراتی را نیز کسب نموده است.

با توجه به سیر توسعه ماهواره‌های مخابراتی، کره جنوبی در مسیر تامین و توسعه ماهواره‌های مخابراتی از مشارکت شرکت آمریکایی Lockheed Martin و شرکت اروپایی EADS Astrium بهره برده است و همچنین شرکت اروپایی Alcatel و Thales Alenia و شرکت آمریکایی OSC در تامین ماهواره مخابراتی برای کره جنوبی مشارکت داشته‌اند. با توجه به موفقیت کره جنوبی در پرتاب سال ۲۰۱۸، می‌توان بیان نمود کره جنوبی در محدوده زمانی ۱۹۹۱ (آغاز بومی‌سازی توسعه و تثبیت دانش طراحی سیستمی ماهواره) الی ۲۰۱۸ در حدود ۲۷ سال موفق به توسعه ماهواره مخابراتی مدار زمین آهنگ شده است. شرکت‌های همکار بین‌المللی در برنامه توسعه ماهواره‌ای کره جنوبی به شرح جدول ۳ می‌باشد.

جدول ۳- شرکت‌های همکار در توسعه ماهواره‌های کره جنوبی.

Table 3. Collaborating companies in the development of South Korean satellites.

Satellite	Internatinal Partner Companies		Developing Time (Achievement Year)
Remote Sensing	SSTL (UK)	TRW (USA)	21 years (2012)
	EADS Astrium	---	
Communication	Lockheed Martin (USA)	Alcatel / Thales Alenia	27 years (2018)
	EADS Astrium	OSC (USA)	

مروری بر الگوی توسعه فضایی ترکیه

حوزه فعالیت‌های فضایی ترکیه با ماهواره BILSAT-1 در سال ۱۹۹۶ آغاز می‌شود که در سال ۲۰۰۳ پرتاب شد. این ماهواره در کلاس میکرو (۱۳۶ کیلوگرم) است که با مشارکت و آموزش شرکت SSTL انگلیسی طراحی و ساخته شد. باس این ماهواره SSTL-100 می‌باشد. قدرت تفکیک مکانی این ماهواره ۳۲ متر و قیمت قرارداد ۱۴ میلیون دلار بوده است [۱۴].

ماهواره بعدی RASAT می‌باشد که از سال ۲۰۰۴ آغاز گردید و در سال ۲۰۱۱ پرتاب شد. اتمام CDR آن در سال ۲۰۰۸ بوده است. باس این ماهواره بر پایه باس SSTL-100 و جرم ماهواره ۹۳ کیلوگرم می‌باشد. قدرت تفکیک مکانی آن ۷/۵ متر است.

محموله باند X از کشور کانادا تامین شد [۱۵]. به طور خلاصه روند توسعه ماهواره‌های ترکیه مطابق شکل ۳ می‌باشد:

Changes over time	
1996 - Up to Now	
Development of Satellite	
1996 - 2011	
BILSAT1, RASAT	
Remote Sensing Satellite	
2008 - Up to Now	
Gogturk1-3	
Infrastructure	
2010-2015	
AIT (5000 kg)	
Communication Satellite	
1994 - Up to Now	
Turksat1-6	

شکل ۳- روند توسعه ماهواره‌های ترکیه.

Fig. 3. The development process of Turkish satellites.

با بررسی روند توسعه ماهواره‌های ترکیه می‌توان چنین جمع‌بندی نمود:
۱. روند طی شده در مسیر توسعه ماهواره‌های سنجشی از سال ۱۹۹۶ به مدت حدود ۱۵ سال مسیر توسعه دانش طراحی سیستمی ماهواره طی شد تا منجر به طراحی، تجمیع و تست یک ماهواره بومی بر پایه باس مشابه شرکت SSTL انگلستان شد. کسب دانش فنی طراحی سیستمی تحت آموزش و مشارکت شرکت SSTL انگلستان و دانشگاه Surrey بوده است.

به موازات این مسیر، پس از کسب دانش مقدماتی طراحی سیستمی و پرتاب اولین ماهواره سنجشی، از سال ۲۰۰۸ مسیر توسعه ماهواره‌های سنجشی عملیاتی با قراردادی با شرکت ایتالیایی Telespazio و همکاری Thales Alenia آغاز شد. در این مسیر، توسعه زیرساخت‌های تجمیع و تست ماهواره و همچنین راه‌اندازی ایستگاه‌های زمینی دریافت و پردازش داده‌ها، نیز موضوع قرارداد بود (در یک دوره ۵ ساله). در این مسیر طی یک دوره ۸ ساله ماهواره‌های عملیاتی با قدرت تفکیک مکانی ۲/۵ و ۰/۸ متر به بهره‌برداری رسیده است (پرتاب در سال‌های ۲۰۱۲ و ۲۰۱۶) و در ادامه توسعه سامانه‌های ماهواره‌ای جدید در حال انجام می‌باشد.

لذا می‌توان چنین بیان نمود که مسیر توسعه ماهواره‌های سنجشی ترکیه حدود ۱۵ سال به طول انجامیده است، هرچند ماهواره‌های توسعه‌یافته کاملاً بومی نبوده و صرفاً مراحل تجمیع و تست آن با مشارکت بین‌المللی در ترکیه انجام شده است. در این مسیر توسعه، شرکت‌های SSTL انگلیسی، Telespazio ایتالیایی و Thales Alenia مشارکت داشته‌اند.

۲. روند طی شده در مسیر توسعه ماهواره‌های مخابراتی

روند تامین ماهواره‌های مخابراتی ترکیه از سال ۱۹۹۴ با خرید و پرتاب دو ماهواره Turksat-1A,B از شرکت اروپایی Aerosatiale (Alcatel / Thales Alenia) آغاز شد و در سال

ماهواره بعدی Turksat-3A مربوط به شرکت Thales Alenia با باس Spacebus 4000B2 می‌باشد که طراحی آن از سال ۲۰۰۶ آغاز شد و در سال ۲۰۰۸ پرتاب شد. این ماهواره دارای ۲۴ ترانسپوندر باند Ku و با جرم ۳۱۱۰ کیلوگرم می‌باشد. در این پروژه ۲۵ مهندس ترکی در فازهای تولید حضور و مشارکت داشتند (با قابلیت تولید بخشی از ماهواره در ترکیه). همچنین در این قرارداد شرکت Turksat آموزش‌های لازم را از Thales Alenia اخذ نمود. همچنین در این قرارداد بخش ایستگاه‌های زمینی نیز به روز شدند.

ماهواره‌های بعدی Turksat-4A و Turksat-4B مربوط به شرکت ژاپنی Mitsubishi Electric با باس DS-2000 و عمر عملیاتی ۱۵ سال می‌باشد که طراحی آن از سال ۲۰۱۱ آغاز شد و به ترتیب در سال‌های ۲۰۱۴ و ۲۰۱۵ پرتاب شدند. مبلغ این قرارداد به‌همراه هزینه پرتاب ۵۷۱ میلیون دلار می‌باشد. Turksat-4A دارای ۲۸ ترانسپوندر Ku و ۲ ترانسپوندر باند Ka و جرم ۴۸۵۰ کیلوگرم و Turksat-4B دارای ۱۸ ترانسپوندر باند Ku و ۲۴ ترانسپوندر باند Ka و یک ترانسپوندر باند C و جرم ۴۹۲۴ کیلوگرم می‌باشد. این ماهواره‌ها برنامه‌ریزی شده بودند تا بخشی از مراحل ماهواره در ترکیه تجمیع شود. در سال ۲۰۱۵ ترکیه قابلیت تجمیع و تست ماهواره‌های تا ۵۰۰۰ کیلوگرم را فراهم نموده است. ماهواره Turksat-4B توسط تیم مشترک ژاپنی و ترکیه‌ای در مرکز Mitsubishi ژاپن تولید شد.

ماهواره بعدی Turksat-5A می‌باشد. این اولین ماهواره مخابراتی ترکیه است که بخشی از آن در ترکیه (۲۰٪) ساخته می‌شود. طراحی این ماهواره توسط پیمانکاران داخلی ترکیه در سال ۲۰۱۱ شروع شد و اتمام آن برای سال ۲۰۱۵ برنامه‌ریزی شده بود. اوایل سال ۲۰۱۳ اعلام شد که قرار است از باس DS-2000 متعلق به شرکت ژاپنی Mitsubishi (MELCO) برای Turksat-5A استفاده شود. این ماهواره دارای ۱۶ ترانسپوندر باند Ku و ۴ ترانسپوندر باند C و جرم ۲۷۰۰ کیلوگرم می‌باشد. بودجه در نظر گرفته شده برای Turksat-5A و 5B، ۵۰۰ میلیون دلار می‌باشد (هر یک حدود ۲۵۰ میلیون دلار [۳، ۶]). در نهایت در سال ۲۰۱۷ از باس پیشران‌ش تمام الکتریکی Eroustar3000E شرکت Airbus استفاده شد و در سال ۲۰۲۱ پرتاب شد (ده سال) [۱۴، ۱۸].

ماهواره بعدی Turksat-6A می‌باشد. این ماهواره اولین ماهواره بومی ترکیه محسوب می‌شود. موضوع اصلی این ماهواره، نرم‌افزار، طراحی و پلتفرم می‌باشد. شروع طراحی این ماهواره از سال ۲۰۱۴ شروع شده است و پرتاب آن برای سال ۲۰۲۴ برنامه‌ریزی شده است. اگرچه این ماهواره با مشارکت اروپا ساخته می‌شود، صنایع ترکیه در طراحی و توسعه سیستمی و تامین تجهیزات ماهواره مشارکت دارند که عبارتند از: تامین سازه محموله، Aselsan تامین اجزای بخش زمینی، و دریافت و پردازش داده‌های تصویر، Tubitak تامین تجهیزات تله‌متری و تله‌کامند. البته

شد و در سال ۲۰۰۹ پرتاب شد. توسعه این ماهواره در کره جنوبی انجام شده است و در مراحل توسعه کار ۱۰ مهندس اماراتی نیز شرکت داشته‌اند. توسعه ماهواره ۳۰۰ کیلویی Dubaisat-2 با قدرت تفکیک مکانی ۱ متر در سال ۲۰۰۹ با شرکت Satrec کره جنوبی بر اساس باس SI-300 آغاز شد و در سال ۲۰۱۳ پرتاب شد. توسعه این ماهواره در کره جنوبی انجام شده است و در مراحل توسعه کار ۱۶ مهندس اماراتی نیز شرکت داشته‌اند. توسعه ماهواره ۳۳۰ کیلویی Khalifa sat با قدرت تفکیک مکانی ۰/۷ متر از سال ۲۰۱۴ تحت مشاوره شرکت Satrec کره جنوبی بر اساس باس SI-300 آغاز شده است و در سال ۲۰۱۸ پرتاب شد. این ماهواره توسط تیم اماراتی و در امارات جمع شده است. همچنین امارات برنامه‌های جدی در حوزه اکتشافات فضایی دارد و قصد دارد یک کاوشگر مریخ با همکاری سازمان فضایی ژاپن در آینده توسعه دهد [۱۴].

مروری بر الگوی توسعه فضایی کره شمالی

شروع فعالیت‌های ماهواره‌ای کره شمالی با پرتاب ماهواره Kwangmyongsong-1 در سال ۱۹۹۸ آغاز شد که پرتاب حامل آن ناموفق بود. این ماهواره با همکاری آکادمی چین توسعه یافت. پس از آن در سال ۲۰۰۹ برای دومین بار به دلیل پرتاب ناموفق حامل، ماهواره Kwangmyongsong-2 در مدار قرار نگرفت. مجدداً ماهواره ۱۰۰ کیلوگرمی Kwangmyongsong-3A در سال ۲۰۱۲ در مدار قرار نگرفت ولی ماهواره ۱۰۰ کیلوگرمی Kwangmyongsong-3B در سال ۲۰۱۲ در مدار قرار گرفت اما نتوانست چرخش خود را دمپ نماید و در فضا به چرخش خود ادامه داد. این ماهواره در مدار ۵۰۰ کیلومتری قرار گرفت. ماهواره ۲۰۰ کیلویی Kwangmyongsong-4 در سال ۲۰۱۶ در مدار قرار گرفت. از عملکرد آن اطلاعاتی در دسترس نیست [۱۵].

مروری بر الگوی توسعه فضایی قزاقستان

در سال ۲۰۰۹ قرارداد توسعه ماهواره سنجشی KazEOSat-1 با شرکت Airbus Defence and Space بسته شد و در سال ۲۰۱۴ پرتاب شد. در این قرارداد موضوع آموزش ۲۱ مهندس و ۲۰ اپراتور مدنظر قرار گرفت. این قرارداد همچنین راه‌اندازی ایستگاه‌های زمینی و ساخت مرکز جمعیت و تست ماهواره را شامل می‌شود. این ماهواره بر اساس باس Astrobus-L شرکت Airbus توسعه یافته و دارای جرم ۸۳۰ کیلوگرم و قدرت تفکیک مکانی ۱ متر می‌باشد. همچنین در سال ۲۰۰۹ ماهواره سنجشی KazEOSat-2 توسط شرکت SSTL (زیر شاخه انگلیسی شرکت Airbus Defence and Space) بر اساس باس SSTL-150 با قدرت تفکیک مکانی ۷ متر توسعه یافت و در سال ۲۰۱۴ پرتاب شد. در سال ۲۰۱۳ توسعه ماهواره سنجشی KazSTSAT با شرکت SSTL انگلیسی آغاز شد و در سال ۲۰۱۸ پرتاب شد. این ماهواره با باس SSTL-

۲۰۰۱ با پرتاب ماهواره Turksat-2A ادامه یافت. پس از آن با مشارکت مهندسان ترکیه‌ای در مراحل طراحی، جمعیت و تست ماهواره Turksat-3A، مرحله آموزش و انتقال تکنولوژی ترکیه از سال ۲۰۰۶ توسط شرکت Thales Alenia آغاز شد. پس از آن مراحل آموزش و انتقال تکنولوژی با قرارداد ماهواره‌های Turksat-4A,B با شرکت ژاپنی Mitsubishi Electric و ماهواره Turksat-5A از سال ۲۰۱۱ ادامه یافت و رفته‌رفته از مشارکت در جمعیت و تست ماهواره در ژاپن به طراحی و جمعیت و تست در ترکیه تبدیل شد. در این مسیر برخی از تجهیزات ماهواره‌ای غیرحساس نیز به‌صورت بومی توسعه داده شده است [۱۸].

در این مسیر می‌توان چنین جمع‌بندی نمود که از زمان آغاز فعالیت‌های طراحی فضایی در سال ۱۹۹۶ تا سال ۲۰۲۱ که به ماهواره با طراحی بومی توسعه داده خواهد شد، یک دوره زمانی ۲۵ ساله طی شده است. هرچند ترکیه در این مسیر به خودکفایی و استقلال کامل در زمینه طراحی و ساخت ماهواره‌های مخابراتی دست نیافته است و صرفاً مراحل طراحی، جمعیت و تست ماهواره را در داخل ترکیه انجام می‌دهد و شرکت ژاپنی Mitsubishi Electric در تامین باس ماهواره و همچنین سایر موارد لازم مشارکت داشته است.

شرکت‌های همکار بین‌المللی در برنامه توسعه ماهواره‌ای ترکیه به شرح جدول ۴ می‌باشد.

جدول ۴- شرکت‌های همکار در توسعه ماهواره‌های ترکیه.

Table 4. Collaborating companies in the development of Turkish satellites.

Satellite	Internatinal Partner Companies		Developing Time (Achievement Year)
	Remote Sensing	SSTL (UK)	
Alcatel / Thales Alenia		---	
Communication	Alcatel / Thales Alenia	Mitsubishi Electric (Japan)	25 years (2021)
	Airbus	---	

الگوهای توسعه فناوری فضایی در کشورهای در حال توسعه

مروری بر الگوی توسعه فضایی امارات متحده عربی

توسعه ماهواره ۲۰۰ کیلویی Dubaisat-1 با قدرت تفکیک مکانی ۲/۵ متر در سال ۲۰۰۶ با شرکت Satrec کره جنوبی بر اساس باس SI-200 آغاز

برگزیده‌اند. ولی اینکه در انتها به کدام یک از مدل‌های مشارکتی ادامه طریق دهند مشخص نیست.

جدول ۵- انواع الگوهای توسعه فناوری فضایی.

Table 5. Types of space technology development patterns.

1	Indigenous Development	
2	Collaborating Development	Self-Sufficient Level
		System Design & Integration Level

مطابق جدول ۵، رژیم اشغالگر قدس الگوی توسعه بومی، کره جنوبی الگوی توسعه مشارکتی سطح خودکفایی و ترکیه الگوی توسعه مشارکتی سطح طراحی سیستمی و تجمیع را طی نموده است. بر اساس نحوه توسعه باس، طراحی و تجمیع، تامین تجهیزات، تامین زیرساخت و همچنین پرتاب GEO و SSO، الگوی توسعه این سه کشور/رژیم در جدول زیر با همدیگر مقایسه شده است.

جدول ۶- مقایسه نحوه دستیابی به زیر اجزای فناوری فضایی.

Table 6. Comparison of the space technology sub-system achievements.

	Al-Quds occupying regime	South Korea	Turkey
Satellite Bus	Indigenous	Colaborating	---
Integration	Indigenous	Colaborating	Colaborating
Equipment	Indigenous - International	Indigenous - International	International
Infrastructure	No Data	Indigenous - International	International
Launch	International	International	International

با توجه به زمان توسعه ماهواره‌های سنجشی و مخابراتی (شکل ۴) و چگونگی توسعه آن می‌توان بیان نمود مدت زمان مورد انتظار برای توسعه کامل یک ماهواره سنجشی حدود ۱۵ تا ۲۰ سال و برای یک ماهواره مخابراتی حدود ۲۰ تا ۲۵ سال می‌باشد. این زمان بدون در نظر گرفتن زمان لازم برای توسعه بومی تجهیزات، زیرساخت‌ها و حامل‌های موردنیاز می‌باشد. هر چند بخشی از زمان توسعه موردنیاز برای این حوزه‌ها، می‌تواند به صورت موازی در نظر گرفته شود.

تشریح نیازمندی‌های الگوهای توسعه

در برنامه‌ریزی برای توسعه فضایی توجه به این موضوع حائز اهمیت است که تست و توسعه فضایی بسیار هزینه‌بر است. در واقع فرآیند و

X50 با قدرت تفکیک مکانی ۱۷/۵ متر توسعه یافته است و ۱۴ مهندس در کنار تیم طراحی SSTL در طراحی ماهواره مشارکت داشتند. پس از تکمیل ساخت ماهواره، تست‌های محیطی آن در مرکز تجمیع و تستی که در قزاقستان راه‌اندازی شده است انجام شد (قیمت حدود ۲۳ میلیون دلار). قزاقستان سه ماهواره مخابراتی خود را از روسیه در سال‌های ۲۰۰۶ (۱۰۰ میلیون دلار)، ۲۰۱۱ (۱۱۵ میلیون دلار) و ۲۰۱۴ (۱۴۸ میلیون دلار) خریداری نموده است [۱۶].

مروری بر الگوی توسعه فضایی پاکستان

پاکستان دارای ماهواره‌های سنجشی Icube-1, Badr-B (2001) و (2013) و PRSS (2017) و ماهواره‌های مخابراتی Badr-1 (1990) و PakSat-1R (2011) می‌باشد [۱۶].

جمع‌بندی الگوهای توسعه فناوری فضایی

نتایج بررسی الگوهای توسعه فناوری فضایی در کشورهای توسعه‌یافته و در حال توسعه و زمان دستیابی به فناوری فضایی (تثبیت) در شکل ۴ آمده است:

Country	Model	Developing Years			
		1979 - Up to Now			
Occ. regime of Al-Qods	Domestic Bus	Remote Sensing (16 yr)			
		Communication (17 yr)			
South Korea	Cooperative Bus	Remote Sensing (21 yr)			
		Communication (27 yr)			
Turkey	Cooperative Assembly	Remote Sensing (15 yr)			
		Communication (25 yr)			
Pakistan	---	Remote Sensing (2001)			
		Communication (1990)			
North Korea	---	Remote Sensing (1998)			
UAE	Cooperative			Remote Sensing (2006)	
Kazakhstan	Cooperative			Remote Sensing (2009)	

شکل ۴- مقایسه روند دستیابی به فناوری فضایی.

Fig. 4. Comparison of space technology achievement process.

همان‌گونه که مشخص است با توجه به تکمیل نشدن چرخه توسعه فناوری فضایی در کشورهای در حال توسعه، صرفاً الگوی توسعه کشورهای توسعه‌یافته ملاک جمع‌بندی قرار می‌گیرد. بر این اساس می‌توان دو الگوی کلی توسعه بومی و توسعه مشارکتی را برای توسعه حوزه فضایی در نظر گرفت (مطابق جدول ۵) که توسعه مشارکتی در دو سطح خودکفایی (بدون نیاز به کشور مشارکت‌کننده برای توسعه نمونه‌های بعدی) و سطح طراحی سیستمی و تجمیع (با نیازمندی به باس ماهواره کشور مشارکت‌کننده) می‌باشد. همان‌طور که مشاهده می‌شود کشورهای قزاقستان و امارات متحده عربی نیز مدل مشارکتی را

• ترکیبی از ملزومات دو الگوی فوق

لذا با مقایسه ملزومات مشخص است که در الگوی توسعه بومی، زیرساخت تست‌های توسعه‌ای و تست‌های زیرمداری با جرم حداقلی نقش کلیدی ایفا می‌کند. در حالی که در الگوی مشارکتی، زیرساخت آزمایشگاه تست و تحویل‌گیری و همچنین یک باس تثبیت‌شده لازم است.

تشریح اقتضای کشور برای توسعه فناوری فضایی

به‌منظور برنامه‌ریزی صحیح و کارآمد در حوزه فضایی، لازم است ابتدا نقاط ضعف و قدرت کشور در این حوزه با توجه به الگوهای توسعه فناوری فضایی شناسایی شود و سپس بر اساس تهدید و فرصت‌های پیش‌رو در این عرصه، نسبت به تعیین الگوی مناسب اقدام نمود. از این رو به بررسی این موارد پرداخته می‌شود [۱۹، ۱۸].

نقاط ضعف در حوزه فضایی

۱. وجود تحریم‌های ظالمانه و عدم سهولت برقراری تعامل با وجود برخی از تحریم‌های ظالمانه و کارشکنی‌های قابل انجام در این حوزه، سهولت برقراری تعامل با کشورهای دارنده فناوری فضایی به‌منظور انتقال فناوری از آن کشورها به سادگی امکان‌پذیر نخواهد بود و یا با هزینه‌های خیلی گزاف امکان‌پذیر خواهد بود.

۲. عدم دستیابی به یک نقطه مرجع قابل اتکاء در برنامه فضایی با وجود آنکه تاریخچه فضایی کشور به دو دهه اخیر بر می‌گردد ولی همچنان یک نقطه قابل اتکاء و تثبیت شده (پلتفرم ماهواره) برای توسعه محصولات فضایی ارائه نشده است.

۳. عدم وجود مدیریت یکپارچه و هدفمند برای بهره‌مندی از نتایج فعالیت‌های فضایی قبلی انجام شده

با وجود آنکه هزینه‌های قابل توجهی برای فعالیت‌های فضایی قبلی، صرف شده است ولی به دلیل نبود مدیریت هدفمند و یکپارچه، نتایج حاصل از این فعالیت‌ها در برنامه‌ریزی‌ها و تصمیمات فضایی مورد بهره‌برداری قرار نگرفته است. به‌طور مثال همچنان ماهواره‌هایی وجود دارند که پرتاب نشده‌اند تا مورد ارزیابی فضایی قرار گیرند و از سوی دیگر ماهواره‌های پرتاب شده نیز از ارزیابی جامعی برخوردار نیستند که بیان نمایند در چه جایگاه فضایی قرار گرفته‌ایم. برای این منظور ارزیابی دقیق از جایگاه فعلی در حوزه فضایی، می‌تواند راهگشا باشد تا بر اساس آن برنامه توسعه‌ای تدوین شود.

۴. عدم به روز رسانی مسیر توسعه سامانه‌های فضایی

تست مورد نیاز جهت تأیید و تثبیت طراحی فضایی بسیار پیچیده و هزینه‌بر می‌باشد. از این رو تدوین یک برنامه جامع و بهینه با توجه به محدودیت‌های بودجه‌ای و زمانی بسیار مهم می‌باشد. این برنامه‌ریزی بایستی به‌گونه‌ای باشد که بر اساس یک بودجه مشخص، حداکثر توسعه فضایی موردنیاز در حداقل زمان به‌دست آید یا آنکه یک محصول فضایی موردنیاز، با حداقل هزینه در حداقل زمان ممکن حاصل شود [۱۹، ۱۸]. باید در نظر داشت در مسیر توسعه سامانه‌های فضایی، تمام اقدامات موردنیاز در این حوزه نیازمند تثبیت و تأیید می‌باشند. این اقدامات شامل دانش طراحی و ساخت، فرآیند ساخت و تجمیع، تعریف تست و روال آن، اجرای فرآیند تست، تجهیزات تست، فرآیند ارزیابی و تحویل‌گیری و برقراری ارتباط با ماهواره، همه نیازمند تأیید و تثبیت می‌باشد. عملاً پس از انجام این چرخه و ارزیابی نتایج کار، می‌توان درخصوص پیشرفت حوزه فضایی سخن گفت.

موضوعی که توسعه سامانه فضایی را متمایز و ویژه نموده است آن است که اولاً هزینه انجام تست فضایی بالا می‌باشد و ثانیاً پس از پرتاب، دسترسی به سامانه برای اصلاح وجود ندارد. موضوع اول ایجاب می‌کند انتخاب و تعیین سامانه‌های مورد تست، هوشمندانه و در حداقل تعداد موردنیاز باشد و موضوع دوم ایجاب می‌کند سامانه مورد تست در حداکثر قابلیت اطمینان ممکن باشد. این موارد باعث می‌شود برنامه‌ریزی بهینه برای توسعه سامانه‌های فضایی از اهمیت بالایی برخوردار باشد. بر این اساس می‌توان ملزومات و زیرساخت‌های اجرایی هر یک از رویکردهای توسعه بومی یا مشارکتی فناوری فضایی را به‌شرح زیر اعلام نمود:

۱. ملزومات الگوی توسعه بومی

• تثبیت فناوری طراحی و ساخت ماهواره در کلاس ماهواره‌های سبک

• ایجاد زیرساخت تست‌های توسعه‌ای و ارزیابی کارکرد ماهواره

• ایجاد زیرساخت تست‌های زیرمداری/مداری حداقلی

۲. ملزومات الگوی توسعه مشارکتی (سطح طراحی سیستمی و تجمیع)

• انتخاب یک کشور صاحب فناوری فضایی به‌عنوان اولین انتقال‌دهنده دانش فنی

• انتخاب یک سامانه ماهواره‌ای مناسب با توجه به اولویت برنامه‌های کشور (ماهواره مخابراتی یا سنجشی)

• انجام گام به گام طراحی و ساخت ماهواره زیر نظر کشور صاحب فناوری

• راه‌اندازی آزمایشگاه تجمیع و تست (AIT) مورد تأیید کشور انتقال‌دهنده (معمولاً توسط همان کشور)

۳. ملزومات الگوی توسعه مشارکتی (سطح خودکفایی)

خارجی مطمئن برای ماهواره‌های گران قیمتی که به‌عنوان ماهواره عملیاتی توسعه یافته‌اند.

نقاط قوت در حوزه فضایی

۱. سابقه فضایی ده ساله و تست‌های ماهواره‌ای هرچند نتایج این سابقه فضایی در حوزه ماهواره‌ای چشمگیر نبوده است اما تست ماهواره‌های ساخته شده و مشاهده نتایج آن، و همچنین آشنایی نسبی با فرآیند و دانش کاری مربوط به حوزه فضایی، بخشی از نقاط قوت برای حرکت در این مسیر می‌باشد که البته این فرآیندها و دانش‌های کاری بایستی متناسب با دانش و اطلاعات فعلی اصلاح شود.

۲. شکل‌گیری ساختارهای سازمانی و فرهنگ کاری در حوزه فضایی

با توجه به انجام فعالیت‌های فضایی، برخی ساختارهای سازمانی و متناسب با آن، فرهنگ‌های کاری شکل گرفته است که بخشی از نقاط قوت برای حرکت در این مسیر می‌باشد. البته این ساختارها و فرهنگ‌های کاری بایستی متناسب با دانش و شرایط فعلی اصلاح شود.

۳. توسعه صنعت دفاعی

خوشبختانه به دلیل رشد و توسعه حوزه موشکی ایران، از این توانمندی می‌توان در راستای توسعه زیرسامانه‌های ماهواره‌ای و تست‌های میانی بهره برد. برخی از کشورهای توسعه‌یافته فضایی، توسعه موشک‌های کاوش و همچنین حامل‌های خود را به موازات توسعه ماهواره‌ای انجام داده‌اند. همچنین با توجه به پیشرفته بودن صنعت موشکی ایران، می‌توان از فناوری‌های مشترک حوزه موشکی با حوزه فضایی، بهره گرفت.

۴. وجود بستر حامل بومی

خوشبختانه کشور در این زمینه اقدامات مناسبی انجام داده است و تست‌های رو به رشدی در حال انجام است. لذا لازم است با مورد توجه قرار دادن این حوزه، یک حامل بومی ارزان قیمت و با قابلیت اعتماد بالا در اولویت قرار گیرد تا هزینه توسعه و تثبیت اولیه سامانه‌های فضایی با سرعت و سهولت بیشتر و با صرف هزینه کمتر امکان‌پذیر شود.

تهدیدات در حوزه فضایی

۱. نوسان در روابط بین‌المللی و امکان تامین خارجی در حوزه فضایی

هرچند بهبود شرایط بین‌المللی می‌تواند توسعه صنعت فضایی را سرعت ببخشد اما ممکن است تصمیم‌گیری و برنامه‌ریزی در

مسیر توسعه سامانه‌های فضایی بر اساس دانش آن زمان تدوین شده است. بدیهی است با توجه به افزایش آگاهی و دانش در حوزه فضایی و همچنین ارزیابی میزان پیشرفت مسیر توسعه تدوین شده، می‌بایست مسیر توسعه سامانه‌های فضایی بر اساس شرایط روز و دانش فعلی مورد بازنگری قرار گیرد. البته خوشبختانه این مهم مورد بازنگری قرار گرفته است هرچند که می‌بایست در مورد فعالیت‌های قبلی و عدم حصول نتیجه مطلوب در برخی از حوزه‌ها آسیب‌شناسی دقیقی به‌عمل آورد.

۵. عدم به‌روزرسانی ساختار اجرایی برنامه‌های فضایی با توجه به ارتقای دانش امروز

ساختار اجرایی مجموعه فضایی کشور بر اساس دانش و اطلاعات قبل می‌باشد که در شرایط زمانی خود قابل ارزیابی و ارزش‌گذاری می‌باشد. اما از این نکته نباید غافل شد که دانش امروز ما نسبت به حوزه فضایی بیشتر شده و همچنین بخش‌های خصوصی در این زمینه قوی‌تر شده و یا می‌بایست توانمند شده و مورد استفاده قرار گیرند. تبدیل حوزه فضایی از یک فناوری اقتداری به یک فناوری اقتداری- اقتصادی می‌تواند اساس راهبرد دگرگون ساز باشد.

۶. نو بودن حوزه فضایی برای کشور

با توجه به نو بودن حوزه فضایی در کشور، مدیران این حوزه نیز دارای تجربیات تائید و تثبیت شده کمتری در این حوزه می‌باشد. این امر باعث شده در مسیر توسعه فضایی کشور، سر دو موضوع با ایرادات و نواقصی روبرو باشیم: موضوع اول: چه کارهایی باید انجام دهیم، و موضوع دوم: چگونه این کارها را باید انجام دهیم. لذا این مسیر پر هزینه خواهد بود چرا که توأم با سعی و خطا می‌باشد. برای رفع خلا ناشی از این موضوع، ابتدا بایستی کلیه پتانسیل‌های این حوزه مورد مشارکت قرار گیرند و درثانی با افزایش اطلاعات و شناخت ما از این حوزه، روش صحیح شناسایی شده و با به‌کارگیری آن، روز به روز اصلاح و تکمیل شود. برای تسریع در این مسیر و کاهش هزینه‌ها، می‌توان از مشاوره و مشارکت بین‌المللی و همچنین ایرانیان شاغل در مراکز فضایی سایر کشورهای صاحب تکنولوژی بهره گرفت.

۷. عدم وجود یک حامل با قابلیت اعتماد بالا برای پرتاب

میکرو ماهواره‌ها

وجود یک حامل بومی قابل اتکاء باعث کاهش هزینه‌های توسعه ماهواره و تسریع و تسهیل در این امر می‌شود. خوشبختانه در این حوزه دو اقدام اساسی صورت گرفته است: الف) حمایت از ساخت حامل بومی با عقد قراردادهای تعداد بالا، ب) استفاده از پرتاب‌های

بهترین الگوی توسعه برای کشور، توسعه بومی است. هرچند در مسیر توسعه بومی می‌توان از تمام همکاری‌های بین‌المللی از جمله خرید تجهیزات، پرتاب ماهواره، دوره‌های آموزشی و غیره در صورت امکان بهره‌مند گردید. این الگوی توسعه بر آزمایشگاه‌های توسعه‌ای و آزمایشگاه‌های میدانی زیرمداری و جرم حداقلی استوار می‌باشد. از سوی دیگر با در نظر گرفتن شرایط فعلی کشور در حوزه فضایی و توانمندی‌های اکتساب‌شده و همچنین مدت زمان لازم برای توسعه بومی سامانه‌های فضایی بر اساس روند کشورهای مورد مطالعه، می‌توان بیان نمود با برنامه‌ریزی صحیح، مدت زمان توسعه ماهواره‌های سنجشی عملیاتی در بازه زمانی ۵-۱۰ سال آینده قابل انتظار است و مدت زمان توسعه ماهواره‌های مخابراتی ژئو حداقل ۱۵ سال زمان نیاز خواهد داشت.

تعارض منافع

هیچگونه تعارض منافع توسط نویسنده بیان نشده است.

مراجع

- [1] U. M. Leloglu and E. Kocaoglan, "Establishing space industry in developing countries: Opportunities and difficulties," *Advances in Space Research*, vol. 42, no 11, pp. 1879-1886, 2008, <https://doi.org/10.1016/j.asr.2008.03.010>.
- [2] D. Wood, M. Rathnasabapathy, K. J. Stober, and P. Menon, "Challenges and progress in applying space technology in support of the sustainable development goals," *Acta Astronautica*, vol. 219, pp. 678-692, 2024, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2024.03.064>.
- [3] C. M. Green and M. Lomask, *Vanguard: A History*, Washington, D.C.: Scientific and Technical Information Division, National Aeronautics and Space Administration, 1970, pp. 283-287.
- [4] S. J. Dick, S. J. Garber, and J. H. Odom, *Research in NASA History: A Guide to the NASA History Program*, 3rd ed. Washington, D.C.: NASA History Division, Office of External Relations, NASA Headquarters, 2009.
- [5] T. Pratt and J. Allnutt, *Satellite Communications*, 3rd ed., Wiley, 2019.
- [6] N. Peter, "The changing geopolitics of space activities," *Space Policy*, vol. 22, no. 2, pp. 100-109, 2006, <https://doi.org/10.1016/j.spacepol.2006.02.007>.
- [7] E. F. Bleiler, *Science-fiction, the Early Years*, 1st ed. Kent, Ohio, and London, England: Kent State University Press, 1991.
- [8] A. Ayad, R. Matthews, and I. Vitanov, "Evaluation of knowledge flow from developed to developing

برخی زمینه‌ها (به دلیل امکان تامین خارجی در شرایط آن زمان)، مغفول واقع شود و برنامه توسعه بومی در برخی از زمینه‌های استراتژیک صورت نپذیرد.

۲. بحرانی شدن شرایط توسعه فضایی کشور و بهانه‌جویی جهت اعمال فشار

حوزه فضایی به دلیل فوایدی که هم از نظر توانمندی و خودکفایی در برخی از بخش‌ها دارا است و هم از نظر کاربردهای امنیتی و نظامی، می‌تواند پتانسیل بهانه شدن برای تحریم‌های بین‌المللی داشته باشد. هرچند این تحریم‌ها تاثیرناپذیر خواهند بود اما هزینه توسعه فضایی را بیشتر خواهند نمود. لذا برنامه‌ریزی صحیح در این زمینه، غیرنظامی جلوه دادن این حوزه و همچنین اخذ همکاری‌های بین‌المللی می‌تواند تا حد زیادی این پتانسیل را ملغی نماید.

فرصت‌ها در حوزه فضایی

۱. استفاده از مشارکت بین‌المللی در طرح‌های فضایی
با توجه به پرهزینه بودن توسعه فضایی و استقبال سایر کشورها برای فعالیت‌های مشترک، و همچنین در نظر گرفتن اثر مثبت سوابق فعالیت‌های گذشته کشور در حوزه فضایی، می‌توان از این فرصت برای توسعه صنعت فضایی بهره برد. این مشارکت می‌تواند در تمامی زمینه‌ها اعم از پرتاب ماهواره، انتقال دانش فنی طراحی و ساخت ماهواره، آزمایشگاه‌های تست و تجمیع و ایستگاه‌های دریافت و ارسال داده باشد.
۲. قابلیت توسعه صنایع نظامی به کمک توسعه صنعت فضایی
هرچند خدمات فضایی، به‌طور مستقیم در امور دفاعی کاربرد دارد و می‌تواند باعث ارتقای سطح دفاعی شود، اما توسعه صنعت فضایی می‌تواند باعث توسعه صنعت نظامی با صرف هزینه مشترک شود. از سوی دیگر توسعه صنعت نظامی در پوشش توسعه صنعت فضایی می‌تواند برخی از تنش‌های بین‌المللی را در بر نداشته باشد.

جمع‌بندی

با توجه به موارد ذکر شده در خصوص شرایط و اقتضاء کشور و در نظر گرفتن ملزومات توسعه هر یک از الگوهای توسعه، می‌توان بیان نمود با توجه به وجود موارد زیر:

- وجود تحریم‌های ظالمانه
- توانمندی و پیشرفت در حوزه دفاعی
- سابقه شکل‌گرفته در حوزه فضایی

- [14] Earth Observation Portal. [Online]. Available: <https://eoportal.org>
- [15] Gunter's Space Page. [Online]. Available: <https://space.skyrocket.de>
- [16] S. Isakowitz, J. Hopkins, and J. B. Hopkins, *International Reference Guide to Space Launch Systems*, 4th ed., AIAA, 2004.
- [17] D. Martin, P. Anderson, and L. Bartamian, *Communication Satellites*, 5th ed., AIAA, 2007.
- [18] H. Jalili, "Comparative studies of the development of space technology in the countries of the region," Iranian Space Research Center, Tehran, Iran, Tech. Rep. SRI-5097-D-0001, 2022, (in Persian).
- [19] H. Jalili, "Evaluating the weaknesses and strengths of space technology domestic development for the purpose of strategic planning," Iranian Space Research Center, Tehran, Iran, Tech. Rep. SRI-5097-D-0002, 2022, (in Persian).
- countries in small satellite collaborative projects: The case of Algeria," *Space Policy*, vol. 51, 2020, Art. no. 101360, <https://doi.org/10.1016/j.spacepol.2019.101360>.
- [9] D. Wood and A. Weigel, "Architectures of small satellite programs in developing countries," *Acta Astronautica*, vol. 97, pp. 109-121, 2014, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2013.12.015>.
- [10] T. Hiriart and J. H. Saleh, "Observations on the evolution of satellite launch volume and cyclicity in the space industry," *Space Policy*, vol. 26, no. 1, pp. 53-60, 2010, <https://doi.org/10.1016/j.spacepol.2009.11.001>.
- [11] D. Wood and A. Weigel, "Charting the evolution of satellite programs in developing countries – The Space Technology Ladder," *Space Policy*, vol. 28, no. 1, pp. 15-24, 2012, <https://doi.org/10.1016/j.spacepol.2011.11.001>.
- [12] D. Burleson, *Space Programs Outside the United States: All Exploration and Research Efforts, Country by Country*, McFarland, 2005.
- [13] B. Harvey, H. H. Smid, and T. Pirard, *Emerging Space Powers: the New Space Programs of Asia, the Middle East and South-America*, Springer, 2010.

Original Research Paper

Cadmium Bioremoval from Water by Probiotics in Simulated Microgravity and Mars Gravity

Maryam Salavatifar* 

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

ARTICLE INFO**Article History:**

Received 04 July 2023

Revised 04 September 2023

Accepted 25 September 2023

Available Online 06 January 2024

Keywords:

Cadmium

Lactobacillus acidophilus

Probiotic

Microgravity

Mars gravity

ABSTRACT

Changes in Earth's gravity can significantly affect the behavior and performance of organisms, leading to the discovery of new practical methods for various applications. Heavy metal toxicity poses substantial risks to human health. Cadmium (Cd), one of the most hazardous heavy metals, causes defects in genome repair following oxidative stress and DNA damage, potentially leading to cancer. Several strategies have been introduced to remove heavy metals from water, including surface adsorption, membrane filtration, ion exchange, chemical precipitation, and nanotechnology treatments. Among these, bioremediation using probiotics has been identified as a cost-effective, safe, and efficient method for heavy metal removal. This study measured the effect of *Lactobacillus acidophilus* on cadmium bioremoval under simulated microgravity and Mars gravity conditions. For the bioremoval tests, 52.5 µg/L of cadmium was added to bacterial biomass and subjected to microgravity conditions. Similar samples were also placed under Mars's gravity. Control samples were maintained under identical conditions but with Earth's gravity. At the end of the treatment period, the tubes were centrifuged, and the remaining cadmium concentration in the supernatant was measured. The results showed that a 24-hour water treatment by *L. acidophilus* removed 43.77% of the cadmium concentration under Earth's gravity, 54.74% under microgravity, and 54.84% under Mars's gravity. Statistical analysis demonstrated that *L. acidophilus* effectively facilitated cadmium bioremoval, and this capability was sustained even under different gravitational conditions. Therefore, this bacterium can mitigate heavy metal pollution during space missions, safeguarding astronauts' health.

*Corresponding Author's E-mail: salavati@ari.ac.ir**How to Cite this Article:**M. Salavatifar, "Cadmium bioremoval from water by probiotics in simulated microgravity and Mars gravity," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 17, No. 1, pp. 63-70, 2024, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2024.1452>.**COPYRIGHTS**© 2024 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/).

حذف زیستی کادمیوم از آب توسط پروبیوتیک‌ها در جاذبه مریخ و میکروگراویته شبیه‌سازی شده

مریم صلواتی فر* 

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

چکیده

گرانش زمین یکی از نیروهایی است که به طور مداوم بر ساختار و عملکرد موجودات زنده تأثیر می‌گذارد. مطالعه تغییرات این نیرو می‌تواند منجر به کشف روش‌های کاربردی نوین شود. فلزات سنگین خطرات زیادی برای سلامت انسان دارند. آن‌ها به عنوان شبه عنصر عمل نموده و حتی ممکن است در فرآیندهای متابولیک اختلال ایجاد کنند. کادمیوم به عنوان یکی از خطرناک‌ترین فلزات، به دنبال القای استرس اکسیداتیو، باعث ایجاد نقص در ترمیم DNA، آسیب به DNA و گاهی منجر به سرطان می‌شود. روش‌های مختلفی برای حذف فلزات سنگین از آب آشامیدنی معرفی شده است. حذف زیستی توسط پروبیوتیک‌ها یکی از این روش‌های بی‌خطر می‌باشد. در این مطالعه لاکتوباسیلوس اسیدوفیلوس به مدت ۲۴ ساعت در معرض محلول آبی حاوی فلز کادمیوم در شرایط میکروگراویته و گرانش مریخ قرار گرفت و سپس، باقیمانده فلز اندازه‌گیری شد. نتایج نشان دادند که لاکتوباسیلوس اسیدوفیلوس قادر به حذف ۴۳/۷۷٪ از غلظت کادمیوم. در گرانش زمین، ۵۴/۷۴٪ تحت میکروگراویته و ۵۴/۸۴٪ در گرانش مریخ شد. آنالیز آماری نشان داد لاکتوباسیلوس اسیدوفیلوس در حذف زیستی کادمیوم مؤثر بوده و حتی با تغییرات جاذبه نیز این قابلیت حفظ گردید. بنابراین می‌توان از این باکتری در رفع آلودگی فلزات سنگین در زمان مأموریت‌های فضایی به منظور حفظ سلامت فضانوردان بهره جست.

اطلاعات مقاله

تاریخچه مقاله:

دریافت ۱۳ تیر ۱۴۰۲
بازنگری ۱۳ شهریور ۱۴۰۲
پذیرش ۳ مهر ۱۴۰۲
اولین انتشار ۱۶ دی ۱۴۰۲

واژه‌های کلیدی:

کادمیوم
لاکتوباسیلوس اسیدوفیلوس
پروبیوتیک
میکروگراویته
جاذبه مریخ

*پست الکترونیکی نویسنده مسئول: salavati@ari.ac.ir

How to Cite this Article:

M. Salavatifar, "Cadmium bioremoval from water by probiotics in simulated microgravity and Mars gravity," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 17, No. 1, pp. 63-70, 2024, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2024.1452>.



COPYRIGHTS

© 2024 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/).



[۴، ۵]. مطالعات حاکی از ایجاد برخی از انواع سرطان‌ها در مواجهه مزمن با این‌گونه فلزات به دلیل تغییرات نابه‌جا در ژنوم و بیان ژن به‌عنوان یک فرآیند اساسی می‌باشد. فلزات سرطان‌زا مانند آرسنیک، کادمیوم و کروم می‌توانند سنتز و ترمیم DNA را مختل کنند [۶، ۷].

کادمیوم از جمله فلزات سنگینی به‌شمار می‌آید که در صورت جذب، تا دهه‌ها و حتی سال‌ها در بدن موجودات زنده هم‌چون انسان باقی می‌ماند. اگر انسان در مواجهه طولانی مدت با کادمیوم قرار بگیرد دچار مشکلات کلیوی خواهد شد. به علاوه سبب بروز مشکلات در ریه و سرطان و بروز نقص‌های استخوان خواهد گردید. علاوه بر این، افزایش فشار خون و بروز مشکلات قلبی را نیز می‌توان از جمله تاثیرات کادمیوم بر سلامت انسان برشمرد [۸]. این فلز به‌طور طبیعی در خاک و مواد معدنی مانند نمک‌های کربنات، کلرید، سولفید، سولفات و هیدروکسید و هم‌چنین در آب وجود دارد. سطوح بالای کادمیوم در هوا، آب و خاک می‌تواند به دنبال فعالیت‌های صنعتی رخ دهد که انسان می‌تواند به میزان قابل توجهی در معرض آن قرار گیرد. علاوه بر این، مصرف مواد غذایی آلوده منجر به ورود کادمیوم به بدن می‌شود. قرار گرفتن در معرض کادمیوم ممکن است از طریق سیگار کشیدن نیز رخ دهد، که می‌تواند غلظت کادمیوم در خون و ادرار را افزایش دهد. غلظت کادمیوم خون در افراد سیگاری تقریباً دو برابر بیشتر از افراد غیرسیگاری در جمعیت بزرگسال است. به‌نظر می‌رسد که این عارضه به تجمع غلظت بالای کادمیوم در بافت‌های تنباکو به ویژه در برگ‌ها مربوط باشد [۹]. وجود کادمیوم در آب آلوده می‌تواند مکانیسم‌های لازم در بدن را مختل کرده و احتمالاً منجر به اختلالات کوتاه مدت یا طولانی مدت شود [۱۰]. علی‌رغم جذب اندک دستگاه گوارش، کادمیوم به‌طور چشم‌گیری از طریق گرد و غبار صنعتی وارد ریه‌ها می‌شود. استنشاق حاد یا مزمن کادمیوم در مناطق صنعتی ممکن است منجر به آسیب‌های ریوی و اختلال عملکرد کلیه‌ها شود. مطالعات حیوانی و انسانی موارد فوق را تایید می‌کند [۱۱].

استراتژی‌های مختلفی برای حذف فلزات سنگین از آب معرفی شده است. به‌عنوان مثال، جذب سطحی، فیلتراسیون غشایی، تبادل یونی، رسوب شیمیایی و تیمارهای نانوتکنولوژی برخی از این روش‌ها هستند [۱۲]. مطالعاتی چند بر زیست پالایی فلزات سنگین سموم و آفت‌کش‌ها توسط پروبیوتیک‌ها متمرکز شده‌اند. پروبیوتیک‌ها میکروارگانیسم‌های زنده مفیدی هستند که در بدن زندگی نموده و می‌توانند فوایدی بر سلامت مانند درمان عفونت ادراری، اسهال و عدم تحمل لاکتوز در میزبان داشته باشند [۱۳]. گزارش‌های بسیاری حاکی از زیست پالایی فلزات سنگین توسط پروبیوتیک‌ها هستند [۱۴]. استفاده از پروبیوتیک‌ها برای تصفیه زیستی فلزات سنگین روشی ارزان، ایمن و اغلب مفید است [۱۵].

علائم و اختصارات

DNA	دئوکسی ریبونوکلیک اسید
pH	پتانسیل هیدروژن
ICP- MASS	طیف‌سنجی جرمی پلاسمای جفت‌شده القایی
CFU	یک واحد تشکیل کلنی
ml	میلی‌لیتر
p-value	مقدار احتمال
g	جاذبه زمین

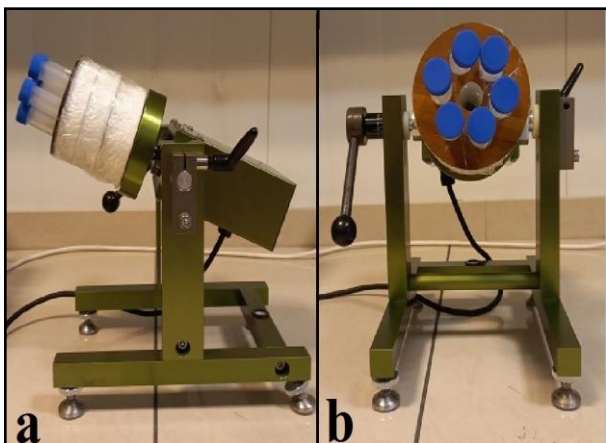
مقدمه

جاذبه، نیرویی است که به‌صورت دائمی بر موجودات زنده ساکن بر روی کره زمین اعمال می‌شود و همه جانداران تحت تاثیر این نیرو، تشکیل، رشد و تکامل یافته‌اند. میکروارگانیسم‌ها نیز مانند سایر موجودات زنده، تحت تاثیر جاذبه قرار دارند. تحقیقات کمی در مورد فیزیولوژی، مورفولوژی و حتی تغییرات قدرت بیماری‌زایی میکروارگانیسم‌ها در شرایط بی‌وزنی موجود است. این تغییرات می‌تواند منتج از تغییر در ضخامت لایه سطحی و خواص تجمع‌ی میکروارگانیسم‌ها باشد [۱]. هر گونه تغییر در نیروی جاذبه، منجر به برهم خوردن ترکیب میکروبیوم و هم‌چنین سرعت رشد، تولید متابولیت‌های ثانویه، بیماری‌زایی، بیان ژن، تشکیل بیوفیلم و مقاومت آنتی‌بیوتیکی آن‌ها خواهد گردید [۲]. اما به وضوح مشخص نشده است که این تغییرات گرانشی تاثیر مثبت یا منفی بر سلامت انسان دارد. تحقیقات متعددی ثابت کرده‌اند که کاهش یا حذف گرانش (بی‌وزنی) بر ویژگی‌های میکروارگانیسم‌ها تاثیر داشته و بنابراین می‌تواند منجر به تغییراتی در هوموستاز و سلامت بدن شود [۳].

فلزات سنگین بخشی از عناصر جزیی طبیعت هستند که چگالی، جرم اتمی یا عدد اتمی بالایی داشته اما با ورود به اکوسیستم زنده می‌توانند سمی شوند. جیوه، سرب، کادمیوم و آرسنیک رایج‌ترین فلزات سنگینی هستند که باعث آلودگی محیط زیست می‌گردند. تولیدات صنعتی (ریخته‌گری، ذوب، پالایشگاه‌های نفت، پتروشیمی‌ها، آفت‌کش‌ها، صنایع شیمیایی)، استخراج معادن، پساب‌های تصفیه‌نشده صنایع، لوله‌های فلزی و محصولات فرعی احتراق نیروگاه‌های زغال‌سوز از عمده‌ترین منابع انتشار این فلزات می‌باشند. بخشی از فلزات سنگین توسط گیاهان جذب شده و هم‌چنین در خاک تثبیت می‌شود. از این رو قرار گرفتن انسان در معرض آن‌ها از طریق غذا و آب آشامیدنی است

مدت ۳ ساعت سترون گردیدند. محلول‌ها و محیط‌های کشت نیز با حرارت مرطوب در دمای ۱۲۱ درجه سانتی‌گراد به مدت زمان ۲۰ دقیقه در فشار ۱/۴ اتمسفر اتوکلاو شدند.

آزمایشات جذب زیستی به این صورت انجام شد که ابتدا در ارلن ۲۵۰ میلی‌لیتری حجم مورد نیاز عنصر کادمیوم با غلظت نهایی ۵۲/۵ میکروگرم بر لیتر (ppb) در آب دیونیزه آماده گردید. انتخاب غلظت بر اساس بهینه‌سازی انجام پذیرفته در مطالعات پیشین بود [۲۱، ۱۷]. تنظیم pH توسط سود و اسید کلریدریک ۰/۱ نرمال بر روی عدد ۴ انجام شد. سپس ۱۰ میلی‌لیتر از محلول حاوی کشت بذر تازه برای هر نمونه، به درون فالكون منتقل گشته و به مدت ۱۰ دقیقه با دور ۴۰۰۰ سانتریفیوژ شد و محیط کشت خالی گشته به نحوی که ۱ میلی‌لیتر در انتهای فالكون باقی ماند. سپس ۹ میلی‌لیتر از محلول کادمیوم آماده شده، به رسوب اضافه شد به نحوی که میزان زیست توده در محلول نهایی 2×10^{10} CFU/ml گردید. لوله‌ها هواگیری و عاری از حباب گشتند و در شرایط میکروگراویتی (g) بر روی دستگاه کلینواست (UN00SA, USA) مستقر گردیدند. هم‌چنین نمونه‌هایی مشابه آماده شدند و در شرایط شبیه‌سازی شده جاذبه مریخ (۰/۳۸ g) بر روی کلینواست قرار گرفتند. دمای انکوباتور ۳۷ درجه سانتی‌گراد و سرعت چرخش دستگاه کلینواست، ۱۵ دور در دقیقه تنظیم گردید [۱۹، ۲۲]. نمونه‌های کنترل درون انکوباتور در شرایط مشابه اما بر روی زمین (۱ g) قرار داشتند. آزمون جذب زیستی به مدت ۲۴ ساعت ادامه یافت. شکل شماره ۱، نحوه قرارگیری نمونه‌ها بر روی دستگاه کلینواست برای شبیه‌سازی جاذبه‌های کاهش یافته را نشان می‌دهد.



شکل ۱- نمونه‌ها بر روی دستگاه کلینواست. (a) شبیه‌سازی جاذبه مریخ، (b) شبیه‌سازی میکروگراویتی.

Fig. 1. Samples on clinostat device: a) Mars gravity simulation, b) Microgravity simulation.

باکتری‌های خانواده لاکتوباسیلوس که اکثراً به‌عنوان "پروبیوتیک" معرفی می‌شوند می‌توانند با اتصال سطحی به فلزات، دسترسی زیستی آن‌ها را کاهش دهند [۱۶]. یکی از این باکتری‌های پروبیوتیک، *Lactobacillus acidophilus* است که در محصولات غذایی رایج است. سویه‌های مختلف لاکتوباسیلوس برای پتانسیل زیست پالایی فلزات سنگین مورد ارزیابی قرار گرفته‌اند [۱۳]. استراتژی اصلی زیست پالایی فلزات سنگین توسط سلول‌های باکتریایی، تبادل یونی پپتیدوگلیکان و یا اسیدتیکوئیک دیواره سلولی با لیگاندها است [۱۷]. دیواره سلولی لاکتوباسیل‌ها، دارای محتوای زیادی از اسیدهای تیکوئیک و پپتیدوگلیکان هستند به‌طوری‌که ظرفیت بالایی برای تصفیه زیستی فلزات سنگین دارند [۱۸]. زیست پالایی فلزات سنگین به موارد مختلفی مانند غلظت فلز سنگین، غلظت زیست توده، pH و دما بستگی دارد. علاوه بر این، پیش تیمار سلول‌های باکتریایی ممکن است ظرفیت جذب فلز را افزایش دهد [۱۹].

بر اساس دانش ما، مطالعات محدودی در مورد تأثیر تغییرات جاذبه بر زیست پالایی فلزات سنگین توسط باکتری لاکتوباسیلوس وجود دارد. بنابراین، در این مطالعه قدرت *L. Acidophilus* در زیست پالایی کادمیوم در شرایط جاذبه مریخ و هم‌چنین بی‌وزنی مورد سنجش و ارزیابی قرار گرفت و با شرایط جاذبه زمین مقایسه گردید.

مواد و روش‌ها

باکتری *L. acidophilus* ATCC 4356 از مجموعه میکروبی تک ژن زیست خریداری گردید و جهت تهیه زیست توده اصلی، در محیط کشت مایع MRS (Man-Rogosa-Sharpe) (مرک، آلمان)، با $pH = 6.2 \pm 0.2$ در دمای ۳۷ درجه سانتی‌گراد به مدت ۲۴ ساعت کشت داده شد. کشت باکتری تازه برای هر بار انجام جذب زیستی، از کشت اصلی تهیه شد. برای تهیه کشت تازه و فعال روزانه، ۵ میلی‌لیتر از کشت اصلی به ۵۰ میلی‌لیتر MRS مایع اضافه و به مدت ۲۴ ساعت در دمای ۳۷ درجه سانتی‌گراد و چرخش ۷۵ دور در دقیقه نگهداری گردید. برای شمارش تعداد باکتری وارد شده جهت زیست پالایی از روش رقت سریالی استفاده شد [۲۰].

به‌منظور برطرف کردن آلودگی‌های فلزی احتمالی جهت انجام آزمایشات جذب زیستی، ابتدا کلیه ظروف شیشه‌ای به مدت ۲۴ ساعت در اسید نیتریک ۱۵ درصد غوطه‌ور گشته و سپس با آب دیونیزه شست‌وشو و خشک شدند. به علاوه تمامی ابزار فلزی و ظروف شیشه‌ای با فویل پوشانده شده و درون فور با دمای ۱۸۰ درجه به

داده‌اند به‌ویژه اینکه مراحل نهایی حذف جاذب نیز ضرورت نخواهد داشت [۲۶، ۱۹]. مواد پلیمری خارج سلولی میکروارگانیسم‌ها وزن مولکولی بالایی داشته و عمدتاً از پروتئین‌ها، پلی ساکاریدها، اسیدهای اورونیک، مواد هیومیک، لیپیدها و غیره تشکیل شده‌اند. یکی از اجزای اساسی آن آگزوپلی ساکارید است که به دلیل دفاع در برابر شرایط سخت قحطی، pH و دما آزاد می‌شود، از این رو فیزیولوژیکی مثال زدنی دارد. ویژگی‌های فیزیک-شیمیایی ساختار خاص آبیونی آن به بیوپلیمر اجازه می‌دهد تا به‌طور موثر یون‌های فلزات سنگین با بار مثبت را از محیط جدا کند. باکتری *L.acidophilus* یکی از این گونه میکروارگانیسم‌هاست [۲۵]. با توجه به تغییرات ساختارهای سطحی برخی باکتری‌ها در شرایط کاهش جاذبه در خارج از جو زمین [۲۷] و همچنین افزایش قدرت جذب فلزات سنگین به‌دلیل این گونه تغییرات [۱۹]، در این مطالعه به مقایسه جذب فلز کادمیوم از آب در شرایط جاذبه مریخ و میکروگروایتی توسط *L. acidophilus* پرداخته شد. نتایج حاصل از باقیمانده غلظت فلز که توسط دستگاه ICP-MASS مورد سنجش قرار گرفت، در جدول ۱ ارائه شده است.

جدول ۱- نتایج جذب فلز.

Table 1. Metal absorption results.

Initial concentration of Cadmium ($\mu\text{g/l}$)	Final concentration of Cadmium after treatment ($\mu\text{g/l}$)		
	0 g (μg)	0.38 g	1 g
52.5	22.52	25.75	27.43
	23.87	23.71	28.28
	24.89	21.85	32.85

بر اساس نمودارهای اشکال ۲ و ۳ و محاسبه میزان جذب کادمیوم مشخص گردید که باکتری پس از ۲۴ ساعت مجاورت با محلول آبی، ۵۴/۸۴٪ فلز را در شرایط جاذبه مریخ، ۵۴/۷۴٪ را در شرایط میکروگروایتی و ۴۳/۷۷٪ را در شرایط جاذبه ۱g جذب نموده است. آنالیزهای آماری نشان دادند که میزان جذب فلز در شرایط شبیه‌سازی شده جاذبه مریخ و همچنین جاذبه زمین نسبت به غلظت اولیه فلز، تفاوت معنی‌داری وجود داشته و بنابراین *L. acidophilus* موفق به جذب فلز بوده است. اما در میزان جذب کادمیوم توسط باکتری، در شرایط جاذبه مریخ با زمین تفاوت معنی‌داری مشاهده نشد ($p\text{-value} > 0.05$) (بخش a شکل ۲). همچنین در محاسبه میزان جذب در شرایط میکروگروایتی نیز نسبت به غلظت اولیه فلز، شاهد تفاوت معنی‌داری بودیم ($p\text{-value} < 0.05$) اما در میزان جذب، میان شرایط میکروگروایتی با جاذبه زمین تفاوت معنی‌داری مشاهده نشد ($p\text{-value} > 0.05$) (بخش b شکل ۲).

در پایان مدت زمان زیست پالایی، لوله‌ها به مدت ۱۰ دقیقه با شتاب ۴۰۰۰g سانتریفیوژ شدند. محلول‌های رویی با دقت برداشته و مقدار باقیمانده فلز کادمیوم توسط دستگاه (ICP-MASS (Inductively Coupled Plasma Mass Spectrometry (Perkin Elmer ELAN 6100 DRC-e) سنجش و تعیین گردید. پس از تعیین غلظت باقیمانده فلز و کسر نمودن آن از مقدار غلظت اولیه، میزان جذب محاسبه شد. رسم نمودارها و تجزیه و تحلیل داده‌ها با نرم‌افزار GraphPad Prism software (version 9) انجام شد. به‌منظور مقایسه اعداد در تیمارهای مختلف و به‌دست آوردن سطح اطمینان و $p\text{-value}$ ، از آنالیز واریانس یک طرفه (One-way ANOVA) استفاده گشته و $p\text{-value}$ کوچکتر از ۰/۰۵ معنی‌دار در نظر گرفته شد. تمامی آزمون‌ها با سه بار تکرار انجام شدند.

نتایج و بحث

در طول تاریخ، اکتشافات فضایی انسان را قادر به مطالعه مکانیسم‌های سازگاری با محیط و شرایط خارج از جو زمین نموده است. صرف‌نظر از مخاطرات و عوامل استرس‌زای دیگر مانند تشعشعات کیهانی و الکترومغناطیس، بودجه کلانی برای انجام این‌گونه آزمایشات نیاز می‌باشد. از این رو کاربرد شبیه‌سازهای زمینی، به پیشرفت این علم کمک نموده است. دستگاه کلینواستت (Clinostat) یکی از این گونه شبیه‌سازها است که با چرخش حول محوری ثابت، قادر به برقراری گرانش‌های متغیر می‌باشد. واژه میکروگروایتی که معادل "بی‌وزنی" در نظر گرفته می‌شود در واقع جاذبه کاملاً صفر نبوده بلکه بسیار نزدیک به صفر می‌باشد. هم‌چنین با تغییر زاویه چرخش کلینواستت، امکان برقراری جاذبه سایر کرات نیز فراهم می‌باشد. بنابراین با استفاده از این دستگاه، می‌توان رفتار مواد و موجودات زنده را در جاذبه‌های متغیر سنجید [۲۴، ۲۳].

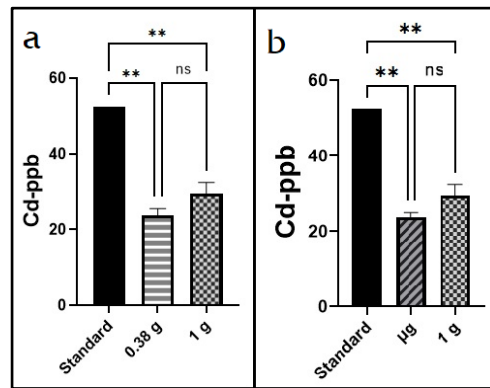
آلودگی فلزات سنگین به عنوان یک خطر عمده برای سلامت عمومی به‌ویژه در کشورهای در حال توسعه شناخته شده است و تظاهرات سم‌شناسی آن‌ها به خوبی اثبات گردیده است. استراتژی‌های پالایشی مرسوم یا پر هزینه هستند و یا محصولات جانبی سمی تولید می‌کنند که بر محیط زیست تأثیر منفی می‌گذارد. بنابراین، ضرورت یک استراتژی ایمن از نظر زیست محیطی، علاقه به تکنیک‌های بیولوژیکی را برمی‌انگیزد. یکی از عمیق‌ترین رویکردها در سال‌های اخیر، جذب زیستی از طریق زیست توده میکروبی و محصولات آن است که به عنوان روشی مناسب و مقرون به‌صرفه معرفی شده است [۲۵]. در این میان باکتری‌های پروبیوتیک که جزء فلور روده انسان و برخی انواع موجودات زنده می‌باشند نیز در این مقوله پتانسیل بالایی از خود نشان

مربوط به مطالعه مذکور کمتر از نتایج مطالعه پیش‌رو بود که این تفاوت ممکن است به دلیل حضور سه فلز سنگین دیگر سرب، آرسنیک و جیوه در محیط و ایجاد رقابت بین آن‌ها باشد. علاوه بر این علت دیگر این تفاوت ممکن است به بهینه‌سازی غلظت فلز بر اساس مطالعه هادیان [۲۱، ۱۷] در پژوهش حاضر منوط باشد.

دیواره سلولی لاکتوباسیلوس‌ها که متعلق به خانواده باکتری‌های گرم مثبت می‌باشند غنی از ترکیباتی چون تیوکئیک‌اسید، پپتیدوگلیکان، لیپوتیکوئیک‌اسید، پروتئین S و برخی پروتئین‌های خنثی است. به دلیل منفی بودن شارژ این ترکیبات که مربوط به حضور گروه‌های هیدروکسیل و کربوکسیل است این باکتری‌ها می‌توانند به خوبی به یون‌های فلزی که واجد بار مثبت هستند متصل گشته و آن‌ها را از محیط جذب کنند [۲۹، ۲۸]. قدرت جذب زیستی آن‌ها با افزایش ضخامت دیواره سلولی رابطه مستقیم دارد و هر تیماری که بتواند ضخامت دیواره را بالا ببرد قدرت زیست پالایی این باکتری‌ها را ارتقا خواهد داد. تغییرات جاذبه شرایطی را فراهم می‌نماید که به دلیل تغییر در نیروی تنش برشی، ممکن است تغییراتی در مورفولوژی، فیزیولوژی، تولید متابولیت‌های ثانویه، بیماری‌زایی، مقاومت به استرس‌های محیطی و ژنتیک سلول‌ها رخ دهد [۳۰، ۲۹]. نتایج مطالعات Mauclaire و همکاران ثابت نموده است که میکروگراویته شبیه‌سازی شده بر فرآیندهای فیزیولوژیکی باکتری میکروکوکوس لوتتوس تاثیر می‌گذارد تاثیر می‌گذارد. به علاوه این سویه در شرایط مذکور پلیمرهای سطح سلولی بیشتری تولید نموده و با سرعت بیشتری رشد می‌نماید. بر اساس دانش موجود اطلاعاتی در مورد تغییرات ضخامت غشای *L. acidophilus* در شرایط کاهش جاذبه موجود نمی‌باشد. اما با توجه به تغییرات پلی‌مرهای خارج سلولی برخی باکتری‌ها در شرایط میکروگراویته نسبت به جاذبه طبیعی زمین [۲۷]، این مطالعه طراحی گردید. نتایج، حاکی از عدم تفاوت در میزان زیست پالایی فلز کادمیوم هم در شرایط میکروگراویته و هم جاذبه مریخ، نسبت به جاذبه طبیعی سطح زمین بود. در واقع باکتری پروبیوتیک *L. acidophilus* با قدرتی برابر با شرایط زمینی، قادر به جذب و حذف فلز کادمیوم از آب بود.

نتیجه گیری

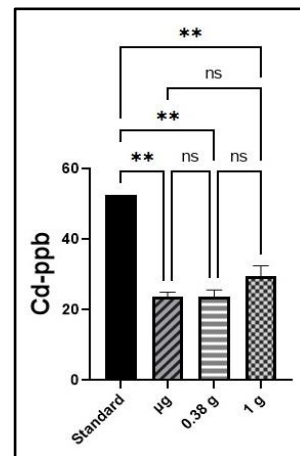
زیست پالایی فلزات سنگین توسط باکتری‌های پروبیوتیک در رفع آلودگی آب و مواد غذایی به‌عنوان راه‌حلی امن اثبات شده است. لایه‌های سطحی باکتری *L. acidophilus* به‌طور موثر به فلزات سنگین که بار مثبت دارند هم‌چون کادمیوم، متصل شده و آن‌ها را از محلول جدا می‌نمایند. نتایج نشان داد که این قابلیت *L. acidophilus* حتی با تغییرات جاذبه نیز حفظ گشته و در زیست پالایی کادمیوم موفق باقی ماند. نتایج حاصل از این



شکل ۲ - نمودارهای خوانش غلظت کادمیوم. (a) نتایج در شرایط شبیه‌سازی شده جاذبه مریخ، (b) نتایج در شرایط شبیه‌سازی شده میکروگراویته. (** indicate p -value < 0.01, ns: non-significant)

Fig. 2. Cadmium concentration reading graphs. a) Results in simulated Mars gravity conditions, b) Results in simulated microgravity conditions. (** indicate p -value < 0.01, ns: non-significant).

در مقایسه کلی نتایج جذب زیستی مشخص گردید که باکتری پروبیوتیک *L. acidophilus* با موفقیت حدود ۵۰٪، قادر به جذب فلز سنگین کادمیوم بوده است. به علاوه، تغییرات گرانش، تاثیر چشم‌گیری در میزان زیست پالایی این باکتری نداشته است. آنالیز آماری با آزمون One way ANOVA نشان دهنده تفاوت‌های بدون معنی میان شرایط مختلف جاذبه‌ای بوده است (p -value > 0.05) (شکل ۳).



شکل ۳ - نمودار مقایسه نتایج خوانش غلظت کادمیوم در شرایط جاذبه متغیر (** indicate p -value < 0.01, ns: non-significant)

Fig. 3. Comparison chart of reading results of cadmium concentration under variable gravity conditions (** indicate p -value < 0.01, ns: non-significant).

نتایج حاصل از این پژوهش با نتایج مطالعه افشاریان ۲۰۲۲ هم راستا بود که البته مقادیر حذف کادمیوم در شرایط جاذبه طبیعی زمین

- [7] W. Duan *et al.*, "Levels of a mixture of heavy metals in blood and urine and all-cause, cardiovascular disease and cancer mortality: A population-based cohort study," *Environmental Pollution*, vol. 263, part A, 2020, Art. no. 114630, <https://doi.org/10.1016/j.envpol.2020.114630>.
- [8] D. Glicklich, C. T. Shin, and W. H. Frishman, "Heavy metal toxicity in chronic renal failure and cardiovascular disease: Possible role for chelation therapy," *Cardiology in Review*, vol. 28, no. 6, pp. 312-318, 2020, <https://doi.org/10.1097/CRD.0000000000000304>.
- [9] B. Fagerberg and L. Barregard, "Review of cadmium exposure and smoking-independent effects on atherosclerotic cardiovascular disease in the general population," *Journal of Internal Medicine*, vol. 290, no. 6, pp. 1153-1179, 2021, <https://doi.org/10.1111/joim.13350>.
- [10] P. Sharma, H. M. N. Iqbal, and R. Chandra, "Evaluation of pollution parameters and toxic elements in wastewater of pulp and paper industries in India: A case study," *Case Studies in Chemical and Environmental Engineering*, vol. 5, 2022, Art. no. 100163, <https://doi.org/10.1016/j.cscee.2021.100163>.
- [11] M. Balali-Mood, K. Naseri, Z. Tahergorabi, M. R. Khazdair, and M. Sadeghi, "Toxic mechanisms of five heavy metals: mercury, lead, chromium, cadmium, and arsenic," *Frontiers in Pharmacology*, vol. 12, 2021, Art. no. 643972, <https://doi.org/10.3389/fphar.2021.643972>.
- [12] E. Bianchi *et al.*, "Improving the efficiency of wastewater treatment plants: Bio-removal of heavy-metals and pharmaceuticals by *Azolla filiculoides* and *Lemna minuta*," *Science of the Total Environment*, vol. 746, 2020, Art. no. 141219, <https://doi.org/10.1016/j.scitotenv.2020.141219>.
- [13] A. Zoghi *et al.*, "Effect of pretreatments on bioremoval of metals and subsequent exposure to simulated gastrointestinal conditions," *Quality Assurance and Safety of Crops & Foods*, vol. 14, no. 3, pp. 145-155, 2022, <https://doi.org/10.15586/qas.v14i3.1012>.
- [14] H. Kinoshita *et al.*, "Biosorption of heavy metals by lactic acid bacteria and identification of mercury binding protein," *Research in Microbiology*, vol. 164, no. 7, pp. 701-709, 2013, <https://doi.org/10.1016/j.resmic.2013.04.004>.
- [15] K. A. Hussein, S. H. A. Hassan, and J. H. Joo, "Potential capacity of *Beauveria bassiana* and *Metarhizium anisopliae* in the biosorption of Cd²⁺ and Pb²⁺," *The Journal of General and Applied Microbiology*, vol. 57, no. 6, pp. 347-355, 2011, <https://doi.org/10.2323/jgam.57.347>.
- [16] R. S. Mirmahdi *et al.*, "Biodecontamination of milk and dairy products by probiotics: Boon for bane," *Italian Journal of Food Science*, vol. 33, no. SP1, pp. 78-91, 2021, <https://doi.org/10.15586/ijfs.v33iSP2.2053>.

پژوهش می‌تواند در رفع آلودگی فلزات سنگین در زمان ماموریت‌های فضایی به‌منظور حفظ سلامت فضانوردان بهره‌بردار می‌گردد. علاوه بر اینکه این مطالعات به‌منظور جلوگیری از آلودگی‌ها در ماموریت‌های فضایی حائز اهمیت است، می‌تواند درک عمیق‌تری از حیات در خارج از زمین فراهم کند. مطالعات بیشتر در ارتباط با بررسی ضخامت مواد خارج سلولی *L. acidophilus* در شرایط کاهش جاذبه پیشنهاد می‌گردد.

تشکر و قدردانی

نویسنده مقاله مراتب تشکر و قدردانی خود را از پژوهشگاه هوافضا اعلام می‌دارد.

تعارض منافع

هیچگونه تعارض منافع توسط نویسنده بیان نشده است.

مراجع

- [1] M. Salavatifar, S. M. Ahmadi, S. D. Todorov, K. Khosravi-Darani, and A. Tripathy, "Impact of microgravity on virulence, antibiotic resistance, and gene expression in beneficial and pathogenic microorganisms," *Mini-Reviews in Medicinal Chemistry*, vol. 23, no. 16, pp. 1608-1622, 2023, <https://doi.org/10.2174/1389557523666230109160620>.
- [2] B. Huang, D. G. Li, Y. Huang, and C. T. Liu, "Effects of spaceflight and simulated microgravity on microbial growth and secondary metabolism," *Military Medical Research*, vol. 5, 2018, Art. no. 18, <https://doi.org/10.1186/s40779-018-0162-9>.
- [3] M. R. Benoit *et al.*, "Microbial antibiotic production aboard the International Space Station," *Applied Microbiology and Biotechnology*, vol. 70, pp. 403-411, 2006, <https://doi.org/10.1007/s00253-005-0098-3>.
- [4] S. S. Sonone, S. Jadhav, M. S. Sankhla, and R. Kumar, "Water contamination by heavy metals and their toxic effect on aquaculture and human health through food chain," *Letters in Applied NanoBioScience*, vol. 10, no. 2, pp. 2148-2166, 2021, <https://doi.org/10.33263/LIANBS102.21482166>.
- [5] I. Suhani, S. Sahab, V. Srivastava, and R. P. Singh, "Impact of cadmium pollution on food safety and human health," *Current Opinion in Toxicology*, vol. 27, pp. 1-7, 2021, <https://doi.org/10.1016/j.cotox.2021.04.004>.
- [6] T. H. Kim *et al.*, "Exposure assessment and safe intake guidelines for heavy metals in consumed fishery products in the Republic of Korea," *Environmental Science and Pollution Research*, vol. 27, pp. 33042-33051, 2020, <https://doi.org/10.1007/s11356-020-09624-0>.

- [24] Z. Hajebrahimi, "3-D clinostat for microgravity simulation in cellular and molecular studies," *Journal of Technology in Aerospace Engineering*, vol. 1, no. 2, pp. 27-33, 2017, (in Persian).
- [25] P. Gupta and B. Diwan, "Bacterial exopolysaccharide mediated heavy metal removal: A review on biosynthesis, mechanism and remediation strategies," *Biotechnology Reports*, vol. 13, pp. 58-71, 2017, <https://doi.org/10.1016/j.btre.2016.12.006>.
- [26] R. S. Mirmahdi, V. Mofid, A. Zoghi, K. Khosravi_Darani, and A. M. Mortazavian, "Risk of low stability *Saccharomyces cerevisiae* ATCC 9763-heavy metals complex in gastrointestinal simulated conditions," *Heliyon*, vol. 8, no. 5, 2022, Art. no. e09452, <https://doi.org/10.1016/j.heliyon.2022.e09452>.
- [27] L. Mauclaire and M. Egli, "Effect of simulated microgravity on growth and production of exopolymers of *Micrococcus luteus* space and Earth isolates," *FEMS Immunology & Medical Microbiology*, vol. 59, no. 3, pp. 350-356, 2010, <https://doi.org/10.1111/j.1574-695X.2010.00683.x>.
- [28] S. Xing *et al.*, "Lead biosorption of probiotic bacteria: Effects of the intestinal content from laying hens," *Environmental Science and Pollution Research*, vol. 24, pp. 13528-13535, 2017, <https://doi.org/10.1007/s11356-017-8896-6>.
- [29] G. Senatore, F. Mastroleo, N. Leys, and G. Mauriello, "Effect of microgravity & space radiation on microbes," *Future Microbiology*, vol. 13, no. 7, pp. 831-847, 2018, <https://doi.org/10.2217/fmb-2017-0251>.
- [30] C. A. Nickerson, C. M. Ott, J. W. Wilson, R. Ramamurthy, and D. L. Pierson, "Microbial responses to microgravity and other low-shear environments," *Microbiology and Molecular Biology Reviews*, vol. 68, no. 2, pp. 345-361, 2004, <https://doi.org/10.1128/mubr.68.2.345-361.2004>.
- [17] M. R. Hadiani, K. Khosravi-Darani, N. Rahimifard, and H. Younesi, "Assessment of mercury biosorption by *saccharomyces cerevisiae*: Response surface methodology for optimization of low Hg (II) concentrations," *Journal of Environmental Chemical Engineering*, vol. 6, no. 4, pp. 4980-4987, 2018, <https://doi.org/10.1016/j.jece.2018.07.034>.
- [18] R. Massoud, K. Khosravi-Darani, A. Sharifan, G. Asadi, and A. Zoghi, "Lead and cadmium biosorption from milk by *Lactobacillus acidophilus* ATCC 4356," *Food Science & Nutrition*, vol. 8, no. 10, pp. 5284-5291, 2020, <https://doi.org/10.1002/fsn3.1825>.
- [19] Z. Afsharian, M. Salavatifar, and K. Khosravi-Darani, "Impact of simulated microgravity on bioremoval of heavy-metals by *lactobacillus acidophilus* ATCC 4356 from water," *Heliyon*, vol. 8, no. 12, 2022, Art. no. e12307, <https://doi.org/10.1016/j.heliyon.2022.e12307>.
- [20] S. Siewerts, F. A. M. De Bok, E. Mols, W. M. De Vos, and J. E. T. van Hylckama Vlieg, "A simple and fast method for determining colony forming units," *Letters in Applied Microbiology*, vol. 47, no. 4, pp. 275-278, 2008, <https://doi.org/10.1111/j.1472-765X.2008.02417.x>.
- [21] M. R. Hadiani, K. K. Darani, N. Rahimifard, and H. Younesi, "Biosorption of low concentration levels of lead (II) and cadmium (II) from aqueous solution by *saccharomyces cerevisiae*: Response surface methodology," *Biocatalysis and Agricultural Biotechnology*, vol. 15, pp. 25-34, 2018, <https://doi.org/10.1016/j.bcab.2018.05.001>.
- [22] M. Salavatifar, N. Mosallaei, and A. H. Salmanian, "Heterologous expression of Shiga-like toxin type 2 in microgravity condition," *Journal of Space Science and Technology*, vol. 15, no. 4, pp. 97-106, 2022, (in Persian), <https://doi.org/10.30699/jsst.2023.1396>.
- [23] "Programme on Space Applications: Teacher's Guide to Plant Experiments in Microgravity," United Nations, New York, Rep. ST/SPACE/63, 2013.

Original Research Paper

Design and Fabrication of Planar Sub-Array for Satellite Data Transmission Directive Conformal Array Antenna

Arian Zakiani¹, Seyyed Hasan Sedighy^{2*} , and Razieh Narimani³ 

1,2. School of New Technologies, Iran University of Science and Technology, Tehran, Iran

3. Satellite Research Institute, Iranian Space Research Center, Tehran, Iran

ARTICLE INFO**Article History:**

Received 17 September 2023

Revised 23 September 2023

Accepted 01 October 2023

Available Online 01 October 2023

Keywords:

Array antenna

Satellite

High gain

Low profile

Microstrip

ABSTRACT

High-gain antennas are crucial for ensuring stable communication in imaging and remote sensing satellites due to their ability to support high data transmission rates while compensating for the limitations associated with increasing transmitter power or reducing transmission rates. Various antenna types, including electromechanical pointing structures, planar phased array antennas, and conformal phased array antennas, are employed for high-resolution image transmission and communication with ground stations. In satellite communication systems, small-gain omnidirectional antennas typically exhibit a significant gain of 15 dBi. Among these, the conical structure maximizes effective area, while the polyhedral pyramidal structure is also highly effective. An X-band patch antenna was designed and subjected to full-wave simulation using CST software to enhance performance. The designed antenna achieved a peak gain of 5.64 dBi at 8.45 GHz. The antenna array configuration includes eight patch antennas mounted on each face of a polyhedral array, with power distributed via an 8-way Wilkinson power divider. The resulting array achieved a gain of 14.3 dBi, by array theory principles. The construction of a polyhedral conformal array yielded a maximum gain of 18.3 dBi, with consistent gains exceeding 15 dBi for elevation angles beyond 30°. A high-gain circularly polarized array antenna was specifically engineered for satellite system applications, ensuring a robust and effective design and construction. A triangular planar array facilitates the development of various conformal array configurations, making it well-suited for satellite applications.

*Corresponding Author's E-mail: sedighy@iust.ac.ir**How to Cite this Article:**A. Zakiani, S. H. Sedighy, R. Narimani, "Design and fabrication of planar sub-array for satellite data transmission directive conformal array antenna," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 17, No. 1, pp. 71-77, 2024, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2024.1461>.**COPYRIGHTS**© 2024 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/).

طراحی و ساخت زیر آرایه صفحه‌ای برای آنتن آرایه همدیس جهت لینک ارسال داده ماهواره

آرین زکیانی^۱، سیدحسن صدیقی^{۲*} و راضیه نریمانی^۳

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

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

۳- مربی، پژوهشکده سامانه‌های ماهواره، پژوهشگاه فضایی ایران، تهران، ایران

چکیده

در این مقاله طراحی و ساخت آنتن آرایه‌ای مسطح فشرده با بهره زیاد برای ارسال داده‌های ماهواره در باند X ارائه شده است. با توجه به الزامات مأموریت ماهواره‌های تصویربرداری و نیاز به چرخش پرتوی آنتن در راستای دلخواه بدون استفاده از ساز و کار مکانیکی، آنتن آرایه همدیس یکی از بهترین گزینه‌ها به‌شمار می‌رود. براساس تحلیل‌های صورت گرفته در این پژوهش، ساختار چند وجهی عملکرد مناسبی داشته و آرایه همدیس به‌صورت ۶ وجهی طراحی شده است. زیرآرایه‌های صفحه‌ای طراحی شده متشکل از ۸ المان پچ دایروی، با بهره بالا و شبکه تغذیه مناسب است که قابلیت به‌کارگیری در این ساختارها را دارد. زیرآرایه صفحه‌ای مورد نظر پس از شبیه‌سازی، ساخته و نتایج مورد بررسی قرار گرفته است. براساس نتایج به‌دست آمده، طراحی انجام شده جهت رسیدن به آرایه همدیس براساس ابعاد در اختیار بر روی سازه ماهواره مناسب می‌باشد.

اطلاعات مقاله

تاریخچه مقاله:

دریافت ۲۶ شهریور ۱۴۰۲

بازنگری ۱ مهر ۱۴۰۲

پذیرش ۹ مهر ۱۴۰۲

اولین انتشار ۹ مهر ۱۴۰۲

واژه‌های کلیدی:

آنتن آرایه‌ای

ماهواره

بهره بالا

کم حجم

آرایه همدیس

*پست الکترونیکی نویسنده مسئول: sedighy@iust.ac.ir

How to Cite this Article:

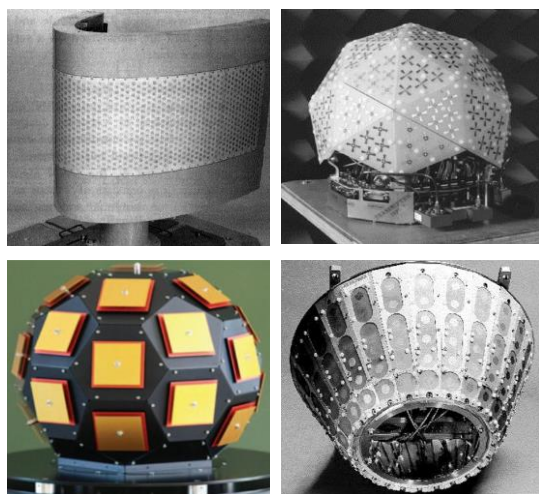
A. Zakiani, S. H. Sedighy, R. Narimani, "Design and fabrication of planar sub-array for satellite data transmission directive conformal array antenna," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. 17, No. 1, pp. 71-77, 2024, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2024.1461>.



COPYRIGHTS

© 2024 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- اشکال مختلف آنتن‌های آرایه همدیس [۵، ۶].

Fig. 1. Different types of conformal array antenna [5,6].

طراحی آنتن آرایه

برای بررسی و تعریف مشخصات آنتن مورد نیاز در ماهواره‌های مشابه، در جدول (۱) مشخصات لینک ارسال داده ماهواره NigeriaSat-2 در ارتفاع مداری ۷۰۰ کیلومتری به‌عنوان یک نمونه نشان داده شده است. فرکانس مرکزی لینک ارسال داده این ماهواره در باند x و با نرخ ارسال ۲۱۰ Mbps است. آنتن ماهواره دارای پلاریزاسیون دایروی و بهره ۱۵ dBi است. با توجه به این که به‌طور معمول از آنتن‌های همه‌جهته و با بهره کمتر در لینک ارتباطی ماهواره‌ها استفاده می‌شود، بهره ۱۵ dBi بهره زیادی نسبت به سایر آنتن‌های به‌کار رفته در ماهواره‌ها به‌شمار می‌آید. در این ماهواره از یک ساز و کار مکانیکی برای نشانه‌روی آنتن استفاده شده است که دارای ابعاد ۲۴۰×۱۹۶×۱۸۵ میلی‌متر است.

جدول ۱- مشخصات لینک ارسال داده ماهواره NigeriaSat-2 [۶].

Table 1. Specification of transmission link of NigeriaSat2 satellite [6].

1	Orbital height of the satellite	700Km
2	Frequency	8.45 GHz
3	Data transmission rate	210 Mbps
4	Bit error probability	10^{-5}
5	Transmit power	6W
6	Satellite antenna gain	15 dBi
7	Satellite antenna polarization	Circular
8	Satellite antenna noise temperature	290 K
9	Diameter of the antenna of the ground station	7.2 m

علائم و اختصارات

K	Kelvin
W	Watt
Km	Kilo Meter
dBi	deciles relative to isotropic
GHz	Gigahertz
Mbps	Megabits per second

مقدمه

آنتن یکی از مهم‌ترین اجزای زیرسیستم مخابرات ماهواره بوده و ابعاد و جرم آن در طراحی ماهواره بسیار تأثیرگذار است. ساختار آنتن ماهواره باید در برابر فشار مقاوم بوده و شرایط محیطی فضا را تحمل کند. همچنین بهره آنتن در بسته شدن لینک ارتباطی ماهواره با ایستگاه زمینی نقش برجسته‌ای را ایفا می‌کند. الزامات مأموریت از یک سو، و محدودیت جرم و حجم در ماهواره از سوی دیگر، استفاده از آنتن‌هایی با جرم کم، ابعاد کوچک، استحکام زیاد، مقاومت مناسب در شرایط محیطی فضا همراه با بهره بالا را هدف اصلی طراحان قرار داده است.

با توجه به نیاز به نرخ بالای ارسال داده در ماهواره‌های تصویربرداری و چالش برانگیز بودن افزایش توان فرستنده ماهواره، استفاده از آنتن با بهره بالا یکی از بهترین گزینه‌ها برای بسته نگاه داشتن لینک ارتباطی می‌باشد.

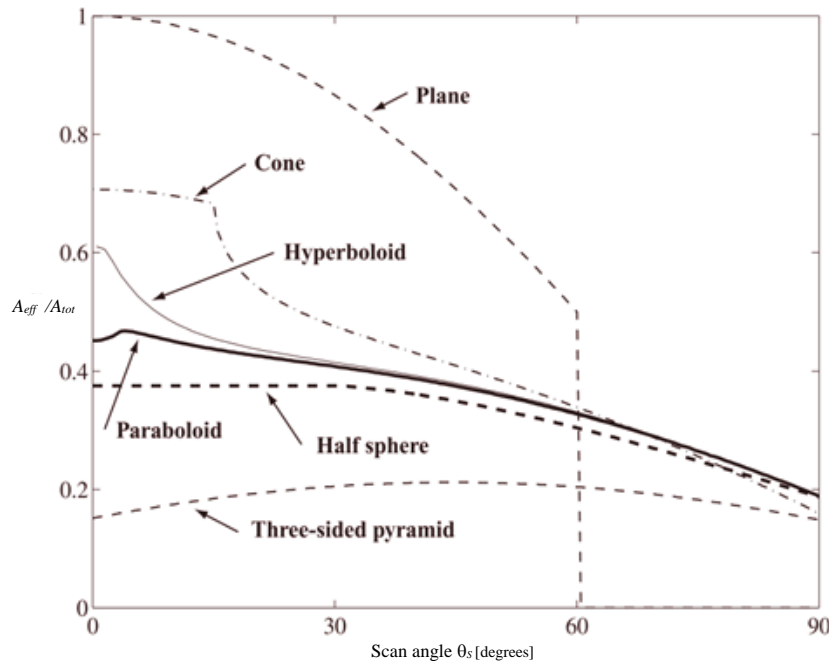
آنتن‌های مختلفی در ماهواره‌ها به منظور برقراری ارتباط با ایستگاه زمینی و ارسال تصاویر با وضوح بالا استفاده می‌شوند. از انواع آنتن‌هایی که در ماهواره‌ها به‌کار می‌روند می‌توان به آنتن‌های دارای ساز و کار مکانیکی برای نشانه‌روی، ترکیبی از آنتن‌های آرایه فازی مسطح و ساز و کار مکانیکی نشانه‌روی و همچنین آنتن‌های آرایه‌فازی با ساختار همدیس اشاره کرد. [۵-۱].

با انتخاب آنتن‌های آرایه‌فازی به‌عنوان آنتن مورد استفاده در زیرسیستم مخابراتی ماهواره، ساز و کار مکانیکی نشانه‌روی آنتن حذف می‌شود. آنتن‌های آرایه فازی در ماهواره ناپایداری مکانیکی ایجاد نکرده و همچنین خطای نشانه‌روی بسیار کمتری از ساز و کارهای مکانیکی نشانه‌روی پرتو آنتن دارند.

با توجه به نیاز برقراری ارتباط در زوایای فراز پایین و همچنین چرخش پرتو آنتن به‌صورت غیرمکانیکی، یکی از بهترین گزینه‌ها استفاده از آنتن آرایه همدیس است. [۶-۱۰]. از آنتن‌های آرایه همدیس در بدنه هواپیماها، موشک‌ها و همچنین در ماهواره‌ها استفاده می‌شود. برای مثال در شکل (۱) انواع مختلفی از ساختار آنتن‌های آرایه همدیس را نشان می‌دهد.

به‌عنوان یک معیار در آن رسم شده است. همان‌طور که دیده می‌شود، عملکرد آرایه به شکل آرایه وابسته است. هرم سه وجهی کم‌ترین سطح مقطع مؤثر را نسبت به دیگر اشکال به‌ازای تمامی جهتهای چرخش پرتو نشان می‌دهد. علاوه بر آن، آرایه صفحه‌ای عملکرد نامناسبی در جهتهای مطلوب چرخش پرتو کوچک‌تر از ۶۰ درجه دارد که با توجه به نیازمندی آنتن ماهواره مناسب می‌باشد.

شکل (۲) سطح مقطع مؤثر اشکال مختلف آرایه همدیس نسبت به تغییرات جهت پرتو آرایه را نشان می‌دهد [۶]. اشکال بررسی شده از لحاظ تغییرات شیب و میزان خمیدگی با هم تفاوت دارند. در این اشکال مصالحه‌ای بین عملکرد آرایه و جهت چرخش پرتو آرایه وجود دارد. این شکل بیان‌کننده میزان پوشش در جهتهای مختلف برای اشکال متفاوت با قاعده یکسان و با فرض $h/R=1$ است. سطح مقطع مؤثر آرایه صفحه‌ای



شکل ۲- سطح مقطع مؤثر اشکال مختلف آرایه همدیس [۶].

Fig. 2. Effective area for different conformal array shapes [6].

می‌باشد که بایستی براساس الزامات فنی و ماموریتی ماهواره این پارامترها مورد تحلیل قرار گیرند.

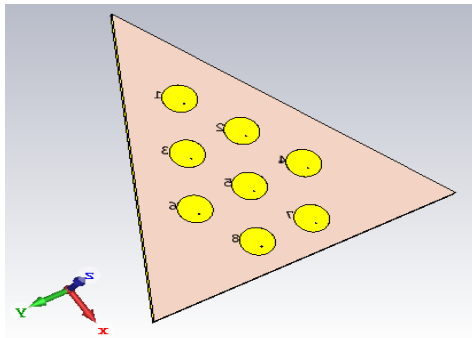
در ادامه یک آنتن آرایه‌ای مسطح مثلثی برای به‌کارگیری در ساختارهای همدیس به‌عنوان یک زیرآرایه ارائه شده است. این زیرآرایه پیشنهادی با بهره ۱۴/۳ dBi قابلیت به‌کارگیری در یک ساختار همدیس را به‌خوبی به‌دست می‌دهد. مسطح بودن این زیرآرایه، فشردگی، سادگی و هزینه ساخت کم آن را می‌توان به‌عنوان سایر قابلیت آن به‌شمار آورد.

طراحی و شبیه‌سازی آرایه

در این بخش، طراحی و شبیه‌سازی یک زیرآرایه صفحه‌ای برای استفاده در ساختار آنتن آرایه‌ای مورد بحث در بخش قبل ارائه شده است. ابتدا به‌منظور شبیه‌سازی تمام موج آرایه‌ها یک آنتن پیچ در باند X طراحی می‌شود. همان‌طور که در شکل (۳) نشان داده شده است، زیرآرایه آنتن پیچ بر روی زیرآرایه مثلثی RO4003 با ارتفاع ۳۰ mil پیاده شده است. آنتن توسط یک کابل هم‌محور به‌صورت عمودی

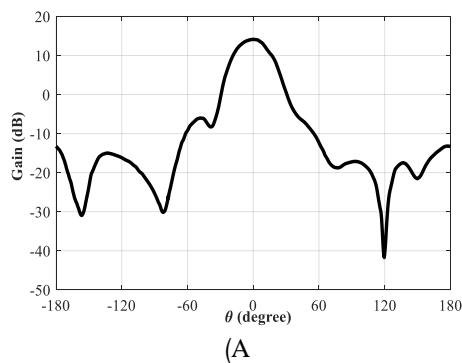
با توجه به محدودیت فضا در ماهواره‌ها، حالتی که بیش‌ترین سطح مقطع مؤثر و کم‌ترین مساحت کل را داشته باشد، بهترین انتخاب به‌شمار می‌رود. بر اساس این شکل مخروط نتایج بهتری را نشان می‌دهد. یکی از مزایای مخروط، داشتن شیب ثابت در تمام سطح است که ساخت و پیاده‌سازی آرایه و تجمع آن با شبکه تغذیه را ساده‌تر می‌کند. از سوی دیگر استفاده از شکل مخروط به دلیل انحنای پیوسته سطح بیرونی، نیازمند طراحی و ساخت المان‌های آنتنی با سطح همدیس می‌باشد. این موضوع و نیز ساخت شبکه تغذیه متناسب، محدودیت‌های زیادی در طراحی و ساخت آنتن ایجاد می‌کند. به همین جهت، استفاده از شکل چند وجهی به‌جای مخروط راه‌حل مناسبی خواهد بود. در ساختار چند وجهی، صفحه‌های دربرگیرنده یک یا چند المان آنتنی در کنار هم، شکل هندسی نزدیک به مخروط را به‌دست می‌دهند. تعداد وجوه ساختار هندسی آنتن، به سطح مقطع در اختیار، ابعاد تک المان و زاویه مخروط مرتبط است. انتخاب این پارامترها در بهره آنتن و محدوده جستجوی بیم آن نیز مؤثر

جهت افزایش بهره آنتن، لازم است که در هر وجه از ساختار چند وجهی، تعداد المان‌های بیشتری به صورت آرایه قرار بگیرند. در همین راستا، ساختار آرایه‌ای با ۸ المان در شکل (۵) نشان داده شده است. با توجه به محدودیت ابعاد در ماهواره‌ها، فضای در اختیار آنتن و شبکه‌ی تغذیه آن نیز محدود است، بنابراین امکان استفاده از تعداد المان‌های بیشتر وجود ندارد. شکل مثلی چنین المان‌ها نیز امکان توسعه و ایجاد یک آنتن چند وجهی را فراهم می‌کند.

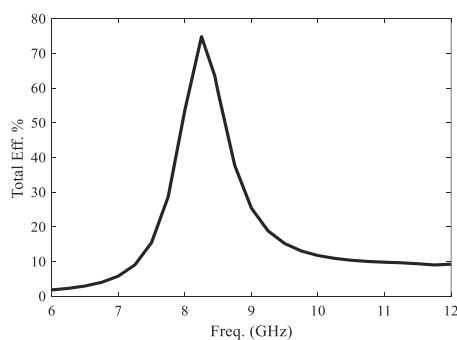


شکل ۵- ساختار آرایه صفحه‌ای با ۸ المان.

Fig. 5. 8-element plate array structure.



(A)



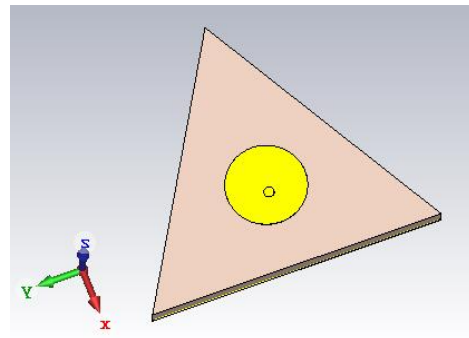
(B)

شکل ۶- الف) بهره آرایه صفحه‌ای در $\phi=0$ ب) بازدهی آنتن.

Fig. 6. a) Plate array gain for $\phi=0$, b) Antenna efficiency.

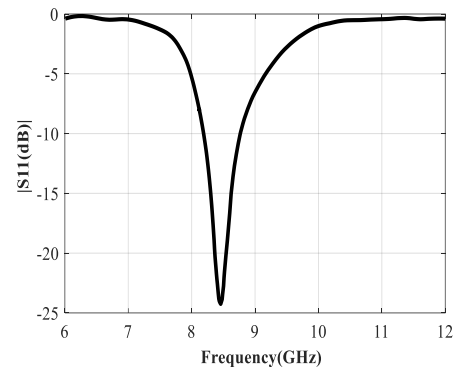
نمودار الگوی تشعشی و بازدهی آنتن در شکل (۶) نشان داده شده است. بهره زیر آرایه در فرکانس ۸/۴۵ GHz برابر با ۱۴/۳ dBi است.

تغذیه می‌شود. ضریب انعکاس این آنتن و پترن تشعشی سه بعدی آن در شکل (۳) آمده است. لازم به ذکر است که شبیه‌سازی در نرم‌افزار CST انجام شده است. با توجه به شکل (۴-الف)، فرکانس مرکزی این آنتن ۸/۵ GHz است و پهنای باند ضریب انعکاس ۱۰ dB- آنتن حدود ۶۰۰ MHz است. این آنتن دارای حداکثر بهره ۵/۶۴ dBi است و بهره آن در $\theta = 0^\circ$ حدود ۵/۴ dBi است.

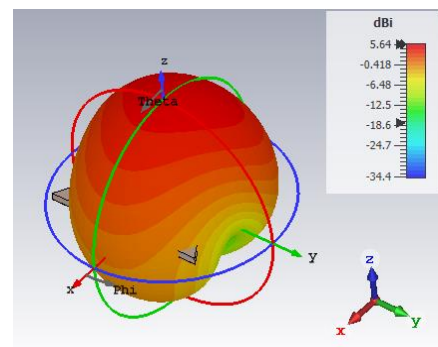


شکل ۳- آنتن پچ طراحی شده در باند X با زیرلایه مثلی شکل.

Fig. 3. Patch antenna designed in X-band with triangular sub-layers.



(A)

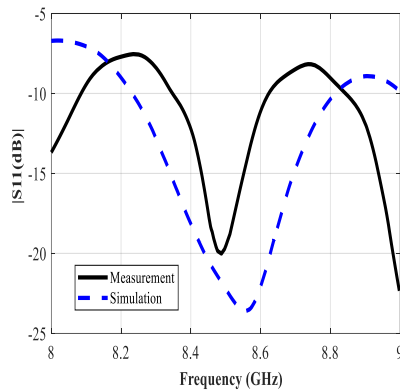


(B)

شکل ۴- الف) نمودار تلفات بازگشتی آنتن تک المان ب) الگوی تشعشی سه بعدی در فرکانس ۸/۵GHz.

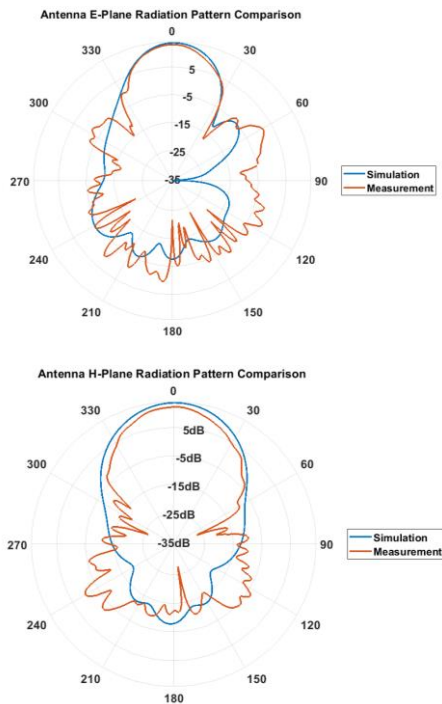
Fig. 4. a) Return loss diagram of single element antenna, b) 3D radiation pattern in 8.5 GHz frequency.

شده در نتایج شبیه‌سازی و اندازه‌گیری، مرتبط با ملاحظات و دقت‌های ساخت می‌باشد. لازم به‌ذکر است که برای سهولت ساخت و کاهش هزینه‌ها، از برد چندلایه استفاده نشده است و بردها به‌صورت مجزا ساخته شده و روی هم قرار گرفته‌اند. در واقع این تفاوت به دلیل کیفیت ساخت و عدم دقت کافی برای اتصال و مونتاژ شبکه تغذیه به المان‌های آنتنی و ایجاد فاصله هوایی بین آنتن و شبکه تغذیه است که در شبیه‌سازی به سادگی قابل اعمال نمی‌باشد. هم‌چنین برای تنظیم بردها بر روی هم، از پیچ‌های پلاستیکی استفاده شده است.



شکل ۹- مقایسه نتایج شبیه‌سازی و اندازه‌گیری آرایه.

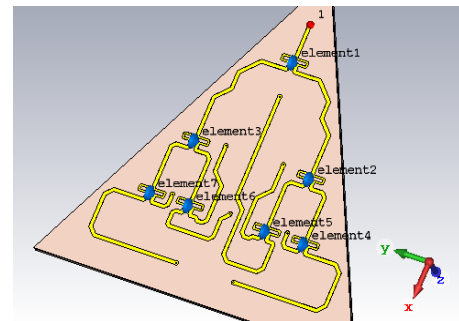
Fig. 9. Comparison of array simulation and its measurement results.



شکل ۱۰- مقایسه الگوی تشعشعی آرایه حاصل از شبیه‌سازی و اندازه‌گیری.

Fig. 10. Comparison of the radiation pattern obtained from simulation and measurement results.

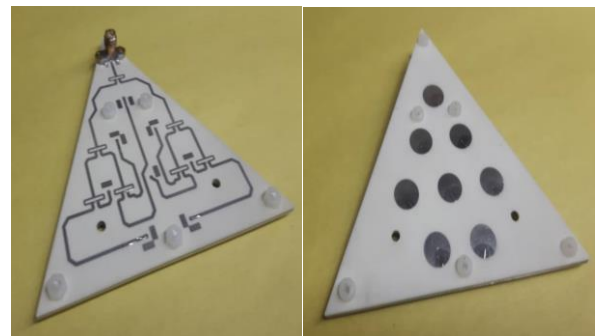
آن‌جا که بهره تک المان $5/4$ dBi است با ۸ برابر کردن تعداد المان‌ها بهره آرایه حدود ۹ dB افزایش یافته است که با تئوری آرایه‌ها همخوانی دارد. به‌منظور تغذیه این آرایه، از تقسیم‌کننده شناخته شده توان ویلکینسون ۸ مسیره استفاده می‌شود. ابتدا یک تقسیم‌کننده توان ویلکینسون ساده طراحی شده و سپس با ترکیب چند تقسیم‌کننده، یک تقسیم‌کننده ویلکینسون ۸ مسیره ایجاد می‌گردد. به‌منظور کاهش هزینه ساخت المان‌های آرایه صفحه‌ای به‌صورت یک نواخت و هم‌فاز تحریک شده‌اند. همان‌طور که در شکل (۷) نشان داده شده است، برای کاهش سطح مقطع شبکه تغذیه و رساندن آن به محل قرارگیری المان‌های آنتنی، از خم کردن خطوط انتقال استفاده شده است.



شکل ۷- شبکه تغذیه آرایه صفحه‌ای.

Fig. 7. Feeding network of the plate array.

شکل (۸) برد مدار چاپی ساخته شده شبکه تغذیه و آرایه طراحی شده را نشان می‌دهد. اتصال خطوط تغذیه به آنتن‌ها نیز به‌صورت عمودی انجام شده است. لازم به‌ذکر است که اگرچه پلاریزاسیون این زیرآرایه خطی است، اما برای رسیدن به پلاریزاسیون دایروی در ساختار نهایی آنتن همدیس، می‌توان از تغذیه ترتیبی استفاده نمود [۱۱، ۱۲].



شکل ۸- ساختار آنتن آرایه‌ای و شبکه تغذیه متناظر.

Figure 8. Array antenna structure and corresponding feeding network.

نتایج شبیه‌سازی و اندازه‌گیری ضریب انعکاس ورودی آنتن در شکل (۹) نشان داده شده است. هم‌چنین نتایج شبیه‌سازی و اندازه‌گیری پترن تشعشعی زیرآرایه نیز در شکل (۱۰) نشان داده شده است. تفاوت مشاهده

- IEEE Transactions on Antennas and Propagation*, vol. 61, no. 2, pp. 598-605, 2012, <https://doi.org/10.1109/TAP.2012.2220328>.
- [5] A. Cawthorne, M. Beard, A. Carrel, G. Richardson, and A. Lawal, "Launching 2009: The NigeriaSat-2 mission-high-performance Earth observation with a small satellite," in *22nd Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, 2008.
- [6] L. Josefsson and P. Persson, *Conformal Array Antenna Theory and Design*, Hoboken, NJ: John Wiley & Sons, 2006.
- [7] H. Xu, J. Cui, J. Duan, B. Zhang, and Y. Tian, "Versatile conical conformal array antenna based on implementation of independent and endfire radiation for UAV applications," *IEEE Access*, vol. 7, pp. 31207-31217, 2019, <https://doi.org/10.1109/ACCESS.2019.2903198>.
- [8] G. Knittel, "Choosing the number of faces of a phased-array antenna for hemisphere scan coverage," *IEEE Transactions on Antennas and Propagation*, vol. 13, no. 6, pp. 878-882, 1965, <https://doi.org/10.1109/TAP.1965.1138580>.
- [9] A. da Silva Curiel, A. Carrel, A. Cawthorne, L. Gomes, M. Sweeting, and F. Chizea, "Commissioning of the NigeriaSat-2 high resolution imaging mission," in *26th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, 2012.
- [10] A. K. Aboul-Seoud, A. D. S. Hafez, A. M. Hamed, and M. Abd-El-Latif, "A conformal conical phased array antenna for modern radars," in *2014 IEEE Aerospace Conference*, Big Sky, MT, USA, 2014, pp. 1-7, <https://doi.org/10.1109/AERO.2014.6836483>.
- [11] J. Huang, "A technique for an array to generate circular polarization with linearly polarized elements," *IEEE Transactions on Antennas and Propagation*, vol. 34, no. 9, pp. 1113-1124, 1986, <https://doi.org/10.1109/TAP.1986.1143953>.
- [12] H. Iwasaki, T. Nakajima, and Y. Suzuki, "Gain improvement of circularly polarized array antenna using linearly polarized elements," *IEEE Transactions on Antennas and Propagation*, vol. 43, no. 6, pp. 604-608, 1995, <https://doi.org/10.1109/8.387176>.

این آنتن برای فرکانس کاری ۸/۴۵ GHz طراحی شده است. با توجه به شکل ۶ پهنای باند تطبیق فرکانسی این آنتن از ۸/۳۵ GHz تا ۸/۴۵ GHz مناسب می‌باشد. بهره تشعشعی این آنتن در فرکانس ۸/۴۵ GHz نیز در حدود ۱۴/۳ dB می‌باشد.

نتیجه‌گیری

در این مقاله یک زیرآرایه آنتنی با بهره بالا برای به‌کارگیری در لینک ارسال داده تصویربرداری ماهواره طراحی شده است. زیرآرایه مثلی پیشنهادی که قابلیت به‌کارگیری در ساختار آنتن همدیس را دارد، از دو بخش مجزای شبکه تغذیه و المان‌های تشعشع‌کننده تشکیل شده است. نتایج اندازه‌گیری و شبیه‌سازی نشان‌گر آن است که با زیر آرایه تعریف شده، بهره ۱۴/۳ dBi به‌دست می‌آید.

تعارض منافع

هیچگونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

مراجع

- [1] S. Gao, Y. Rahmat-Samii, R. E. Hodges, and X.-X. Yang, "Advanced antennas for small satellites," *Proceedings of the IEEE*, vol. 106, no. 3, pp. 391-403, 2018, <https://doi.org/10.1109/JPROC.2018.2804664>.
- [2] A. Makovsky, P. Ilott, and J. Taylor, "Mars science laboratory telecommunications system design," *DESCANSO Design and Performance Summary Series*, California: NASA, 2009, Art. no. 14.
- [3] B. P. Kumar, C. Kumar, V. S. Kumar, and V. V. Srinivasan, "Active spherical phased array design for satellite payload data transmission," *IEEE Transactions on Antennas and Propagation*, vol. 63, no. 11, pp. 4783-4791, 2015, <https://doi.org/10.1109/TAP.2015.2479678>.
- [4] C. Kumar, B. P. Kumar, V. S. Kumar, and V. V. Srinivasan, "Dual circularly polarized spherical phased-array antenna for spacecraft application,"

فهرست مطالب

- ترازیابی اولیه سیستم ناوبری اینرسی با صفحه پایدار در مود پرواز به صورت فیزیکی از طریق فیدبک حالت ۱
سیدعلی ظهیری پور
- توسعه روش کالیبراسیون ژایروسکوپ مبتنی بر فیلتر کالمن توسعه یافته جهت تخمین وضعیت دقیق ۱۱
امیر لیبیان
- ارزیابی کارایی مدل کمترین مربعات رگرسیون بردار پشتیبان در مدل سازی محلی محتوای الکترون کلی یونسفر و مقایسه آن با
سایر مدل ها ۲۱
تانیا منصورفلاح، بهزاد وثوقی و سیدرضا غفاری رزین
- افزایش راندمان و قابلیت اطمینان منبع تغذیه توان بالا با کاربرد لامپ های TWTA ۳۷
پیمان محمدی و مهدی عالمی رستمی
- تبیین راهبرد توسعه فناوری فضایی بر اساس الگوی کشورهای توسعه یافته ۴۹
هادی جلیلی
- حذف زیستی کادمیوم از آب توسط پروبیوتیک ها در جاذبه مریخ و میکروگراویتی شبیه سازی شده ۶۳
مریم صلواتی فر
- طراحی و ساخت زیرآرایه صفحه ای برای آنتن آرایه همدیس جهتی لینک ارسال داده ماهواره ۷۱
آرین زکیانی، سیدحسن صدیقی و راضیه نریمانی

JSST

فصلنامه علمی - پژوهشی علوم و فناوری فضایی

فصلنامه علمی - پژوهشی علوم و فناوری فضایی

سال ۱۴۰۳، دوره ۱۷، شماره ۱

نمایه‌نامه‌ها:

DOAJ, ISC, EBSCO, ...

صاحب امتیاز: IAS

مدیرمسئول: 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

پست الکترونیکی بین‌المللی: 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 کیگانیان، 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 ۱۴۰۳، دوره ۱۷، شماره ۱

شاپای چاپی: ۲۰۰۸-۴۵۶۰

شاپای الکترونیکی: ۲۴۲۳-۴۵۱۶

- ۱ **ترازیابی اولیه سیستم ناوبری اینرسی با صفحه پایدار در مود پرواز به صورت فیزیکی از طریق فیدبک حالت**
سیدعلی ظهیری پور
- ۱۱ **توسعه روش کالیبراسیون ژایروسکوپ مبتنی بر فیلتر کالمن توسعه یافته جهت تخمین وضعیت دقیق**
امیر لیبیان
- ۲۱ **ارزیابی کارایی مدل کمترین مربعات رگرسیون بردار پشتیبان در مدل سازی محلی محتوای الکترون کلی**
یونسفر و مقایسه آن با سایر مدل ها
تایا منصورفلاح، بهزاد وثوقی و سیدرضا غفاری رزین
- ۳۷ **افزایش راندمان و قابلیت اطمینان منبع تغذیه توان بالا با کاربرد لامپ های TWTA**
پیمان محمدی و مهدی عالمی رستمی
- ۴۹ **تعیین راهبرد توسعه فناوری فضایی بر اساس الگوی کشورهای توسعه یافته**
هادی جلیلی
- ۶۳ **حذف زیستی کادمیوم از آب توسط پروبیوتیک ها در جاذبه مریخ و میکروگراویتهی شبیه سازی شده**
مریم صلواتی فر
- ۷۱ **طراحی و ساخت زیرآرایه صفحه ای برای آنتن آرایه همدیس جهتی لینک ارسال داده ماهواره**
آرین زکبانی، سیدحسن صدیقی و راضیه نربمائی