

Original Research Paper

Preliminary Design of a Single-Unit CubeSat for Earthquake Prediction Mission

Abolghasem Naghash^{1*} , Mohammadreza Zeinoddini², Javad Salemi Najafabadi³,
Mohammad Abri⁴, Narges Nikbakht⁵, Seyed Youssef Hosseini Akhgar⁶, and Mohammad
Hassan Hashemzadeh⁷

1,2,3,5,6,7. Faculty of Aerospace Engineering, Amirkabir University of Technology, Tehran, Iran

4. Faculty of Aerospace Engineering, Sharif University of Technology, Tehran, Iran

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

Receive 23 June 2025

Revise 03 October 2025

Accept 11 October 2025

Available Online 15 October 2025

Keywords:

CubeSat

Earthquake prediction

Preliminary design

TeNeP probe

System engineering

Earthquake is one of the most significant natural disasters that has always posed a serious threat to human life. Accurate prediction of this phenomenon has been one of the fundamental challenges for humankind, and numerous efforts have been made to achieve it. One of the novel approaches that has gained attention in recent years is the use of CubeSats to monitor variations in the ionospheric layer prior to the occurrence of earthquakes. Changes in the temperature and electron density within this layer can serve as indicators of pre-seismic activities. The analysis of data from several similar missions indicates that this method can identify pre-earthquake anomalies with acceptable accuracy. In this paper, the preliminary design of a single-unit CubeSat is presented using a systems engineering approach. In each subsystem, the key components and design parameters are examined and analyzed, and their numerical values are evaluated. The results show that this design framework can be an effective step toward developing a cost-effective, precise, and optimized one-unit nanosatellite for earthquake prediction research. In this study, the preliminary design of a single-unit CubeSat for an earthquake prediction mission is presented through the measurement of temperature and electron density. The main payload of this CubeSat has been selected due to its structural simplicity and higher accuracy compared to other methods. The design process includes mission definition and analysis, systems engineering, payload design, and subsystem development.

* Corresponding Author's E-mail: naghash@aut.ac.ir

How to Cite this Article:


A. Naghash, M. Zeinoddini, J. Salemi Najafabadi, M. Abri, N. Nikbakht, S.Y. Hosseini Akhgar, and M. H. Hashemzadeh, "Preliminary design of a single-unit CubeSat for earthquake prediction mission," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. ??, No. ?, pp. 1-19, ????, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2025.?????.1554>.

**COPYRIGHTS**

© 2025 by the authors. Published by ARI. 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 اولیه ماهواره مکعبی یک واحدی با مأموریت پیش‌بینی زلزله

ابوالقاسم نقاش^۱ ، محمدرضا زین‌الدینی^۲، جواد سالمی نجف‌آبادی^۳، محمد ابری^۴، نرگس نیکبخت^۵، سیدیوسف حسینی اخگر^۶ و محمدحسن هاشم‌زاده^۷

- ۱- دانشیار، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران
 ۲ و ۷- کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران
 ۳ و ۵- دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی امیرکبیر، تهران، ایران
 ۴- دانشجوی کارشناسی ارشد، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی شریف، تهران، ایران

چکیده

اطلاعات مقاله

زلزله یکی از مهم‌ترین بلایای طبیعی به‌شمار می‌آید که همواره تهدیدی جدی برای انسان‌ها ایجاد می‌کند. پیش‌بینی دقیق این پدیده از چالش‌های اساسی بشر بوده و تاکنون تلاش‌های متعددی برای دستیابی به آن صورت گرفته است. یکی از رویکردهای نوین که در سال‌های اخیر مورد توجه قرار گرفته، بهره‌گیری از ماهواره‌های کوچک، برای پایش تغییرات لایه یونوسفر پیش از وقوع زلزله است. تغییرات دما و چگالی الکترون در این لایه می‌تواند به‌عنوان شاخصی از فعالیت‌های پیش‌زلزله‌ای مورد استفاده قرار گیرد. نتایج بررسی داده‌های چند مأموریت مشابه نشان می‌دهد که این روش قادر است ناهنجاری‌های پیش‌زلزله‌ای را با دقت قابل قبولی شناسایی کند. در این مقاله، طراحی اولیه یک ماهواره مکعبی یک‌واحدی با رویکرد سیستمی ارائه شده است، به‌گونه‌ای که در هر زیرسیستم، اجزا و پارامترهای کلیدی موردنیاز برای طراحی بررسی و تحلیل شده و مقادیر عددی مربوط به آن‌ها ارزیابی گردیده است. نتایج حاصل نشان می‌دهد که این چارچوب طراحی می‌تواند گامی مؤثر در جهت ساخت یک نانو ماهواره یک واحدی مقرون به‌صرفه، دقیق و بهینه برای تحقیقات مرتبط با مأموریت پیش‌بینی زلزله شود. در این پژوهش، طراحی اولیه یک ماهواره مکعبی یک واحدی با مأموریت پیش‌بینی زلزله از طریق اندازه‌گیری دما و چگالی الکترون ارائه شده است. محموله اصلی این ماهواره مکعبی به‌دلیل سادگی ساختار و دقت بالاتر نسبت به سایر روش‌ها انتخاب شده است. فرایند طراحی شامل تعریف و تحلیل مأموریت، مهندسی سیستم، طراحی محموله و زیرسیستم‌ها است.

تاریخچه مقاله:

دریافت ۰۲ تیر ۱۴۰۴
 بازنگری ۱۱ مهر ۱۴۰۴
 پذیرش ۱۹ مهر ۱۴۰۴
 اولین انتشار ۲۳ مهر ۱۴۰۴

واژه‌های کلیدی:

ماهواره مکعبی
 پیش‌بینی زلزله
 طراحی اولیه
 پراب تنب
 مهندسی سیستم

پست الکترونیکی نویسنده مسئول: naghash@aut.ac.ir

How to Cite this Article:

A. Naghash, M. Zeinoddini, J. Salemi Najafabadi, M. Abri, N. Nikbakht, S.Y. Hosseini Akhgar, and M. H. Hashemzadeh, "Preliminary design of a single-unit CubeSat for earthquake prediction mission," *Journal of Space Science and Technology*, Vol. ??, No. ?, pp. 1-19, ????, (in Persian), <https://doi.org/10.22034/jsst.2025.?????.1554>.



COPYRIGHTS

© 2025 by the authors. Published by ARI. 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

مقدمه

وجود چندین گسل فعال در کشور موجب وقوع زلزله‌های عظیم و در نتیجه وارد آمدن خسارات جانی و مالی سنگین شده است. تاکنون روش قطعی و قابل اطمینانی برای پیش‌بینی زلزله ارائه نشده است، اما تلاش‌های گسترده‌ای در این زمینه صورت گرفته است. یکی از رویکردهای نوین، استفاده از ماهواره‌های مکعبی با محموله‌های متنوع مانند انواع دوربین‌ها، طیف‌سنج‌ها و حسگرهای الکترومغناطیسی است. هر یک از این محموله‌ها قابلیت پیش‌بینی بر اساس داده‌های خاص خود را دارند و تلفیق این داده‌ها می‌تواند دقت پیش‌بینی را افزایش دهد.

یکی از روش‌هایی که در سال‌های اخیر توجه پژوهشگران را جلب کرده است، پیش‌بینی زلزله از طریق اندازه‌گیری دما و چگالی الکترون در لایه یونوسفر است. در این راستا می‌توان به روش‌هایی همچون تشخیص امواج سطحی زلزله (موج P)، به‌کارگیری ماهواره با رادار روزنه ترکیبی (SAR) و اندازه‌گیری چگالی الکترون در یونوسفر اشاره کرد. بر اساس مطالعات انجام شده، در زمان وقوع زلزله در ناحیه مرکزی، تغییرات قابل توجهی در میدان‌های الکتریکی و مغناطیسی محلی ایجاد می‌شود و فرکانس این میدان‌ها دستخوش تغییر می‌گردد. این تغییرات بیانگر آن است که پیش از وقوع زلزله، در لایه‌های یونوسفر و مگنتوسفر زمین دگرگونی‌هایی رخ می‌دهد که با تغییر دما و چگالی الکترونی همراه است. از این رو، پایش این دو پارامتر می‌تواند به پیش‌بینی وقوع زلزله کمک کند [۱، ۲].

در ادامه به بررسی پژوهش‌هایی که برای پیش‌بینی زلزله انجام شده است پرداخته می‌شود:

ماهواره DEMETER (Detection of Electro-Magnetic Emissions Transmitted from Earthquake Regions) نخستین مأموریت اختصاصی برای بررسی ارتباط میان اختلالات الکترومغناطیسی و رخداد‌های لرزه‌ای بود که در سال ۲۰۰۴ توسط آژانس فضایی فرانسه (CNES) پرتاب شد. این ماهواره با اندازه‌گیری تغییرات میدان‌های الکتریکی و مغناطیسی، پلاسما و ذرات پرانرژی در یونوسفر، امکان شناسایی ناهنجاری‌های مرتبط با فعالیت‌های لرزه‌ای را فراهم می‌کرد. محموله علمی آن شامل پراب لانگمیر، آنالایزر یون، مغناطیس‌سنج‌های جست‌وجوگر، آشکارساز ذرات پرانرژی و حسگرهای الکتریکی بود [۳].

ماهواره CSSES-01 یا Zhangheng-1، مأموریتی مشترک میان چین و ایتالیا بود که در سال ۲۰۱۸ پرتاب شد و هدف آن پایش جامع اختلالات یونوسفری و تغییرات الکترومغناطیسی مرتبط با رخداد‌های لرزه‌ای بود. این ماهواره با استفاده از مغناطیس‌سنج‌های دقیق، پراب

Abbreviation	Full Form / Meaning
A	Ampere (Electric Current)
ADCS	Attitude Determination and Control System
ASD	Acceleration Spectral Density
BER	Bit Error Rate
C	Coulomb (Electric Charge)
C/N ₀	Carrier-to-Noise Density Ratio
cm ³	Cubic Centimeter
dB	Decibel
dBW	Decibel relative to 1 Watt
dB _i	Decibel relative to isotropic antenna
EIRP	Effective Isotropic Radiated Power
GMSK	Gaussian Minimum Shift Keying
G/T	Antenna Figure of Merit (Gain-to-Noise-Temperature Ratio)
g ² /Hz	(g squared per Hertz) Acceleration Spectral Density
Hz	Hertz
J/K	Joule per Kelvin (Energy per Temperature)
K	Kelvin
kg	Kilogram (Mass)
m ²	Square meter (Area)
m/s	Meter per second (Velocity)
MHz	Megahertz
OBC	On-Board Computer
w	Watt
Symbol	Meaning / Unit
ASD	Acceleration Spectral Density (g ² /Hz)
A _e	Effective collection area of the Langmuir probe (m ²)
e	Elementary charge (C)
I _{SAT}	Saturation electron current collected by TeNeP probe (A)
k _B	Boltzmann constant (J/K)
m _e	Electron mass (kg)
Negligible	means the value is sufficiently small to be ignored.
T _e	Electron temperature (K)
v _e	Electron thermal velocity (m/s)
X(t)	Measured value at time t
Z(t)	Standardized value of X(t)
∂I / ∂V	Slope of the TeNeP probe I-V characteristic in saturation region
μ	Historical mean or average value of the parameter under normal conditions
σ	Historical standard deviation of the parameter under normal conditions

سنجش زلزله از طریق اندازه‌گیری دما و چگالی الکترون با استفاده از ماهواره مکعبی تاکنون در چند پروژه محدود مورد استفاده قرار گرفته و همچنان در مرحله توسعه و ارزیابی فناوری قرار دارد که چند مورد از آن‌ها در بخش محموله بررسی شده است. یکی از ابزارهای کارآمد در این حوزه، پراب‌ها هستند که در میان آن‌ها پراب تنپ (TENEP) به دلیل سادگی و دقت بالاتر در اندازه‌گیری، در پژوهش‌های اخیر مورد توجه قرار گرفته است. نمونه‌ای از این کاربرد در ماهواره مکعبی یک واحدی مایست (MYSat) دانشگاه مالزی سینس (Sains) مشاهده می‌شود که از این پراب استفاده کرده است [۱۱].

هدف این مقاله، طراحی یک ماهواره مکعبی یک واحدی مجهز به محموله پراب تنپ برای اندازه‌گیری دما و چگالی الکترون در لایه یونوسفر به‌منظور پیش‌بینی وقوع زلزله است. نوآوری این پژوهش شامل بهبود طراحی محموله تنپ برای دستیابی به دقت بالاتر در اندازه‌گیری و توسعه الگوریتمی اختصاصی برای افزایش دقت پیش‌بینی است. همچنین بهینه‌سازی‌هایی در زیرسیستم‌ها نسبت به نمونه مایست صورت گرفته است؛ برای مثال، در حالی که در مایست از سامانه تعیین و کنترل وضعیت فعال استفاده شده (که موجب افزایش پیچیدگی و هزینه می‌شود)، در این طراحی از روش تعیین و کنترل وضعیت غیرفعال بهره گرفته شده است تا ضمن کاهش هزینه، فرایند طراحی ساده‌تر شود.

تعریف ماموریت

بیانیه ماموریت

پیش‌بینی زلزله از اهمیت حیاتی برخوردار است؛ اگر امکان پیش‌بینی زلزله چند ثانیه پیش از وقوع آن فراهم شود، می‌توان خسارات وارده به نیروگاه‌ها و مراکز صنعتی را به‌میزان قابل توجهی کاهش داد. حدود ۹۰ درصد خاک ایران بر روی کمربند زلزله قرار دارد و این پدیده طبیعی می‌تواند پیامدهای اقتصادی و اجتماعی گسترده‌ای به‌همراه داشته باشد. ماموریت اصلی این ماهواره مکعبی اندازه‌گیری چگالی الکترون در لایه یونوسفر به‌منظور پیش‌بینی وقوع احتمالی زلزله است. از اهداف ثانویه این ماهواره مکعبی نیز می‌توان به تسلط بر فناوری‌های فضایی و ایجاد بستر مناسب برای بومی‌سازی و پیاده‌سازی آن‌ها در ماموریت‌های فضایی اشاره کرد.

هدف ماموریت

اندازه‌گیری دما و چگالی الکترون در لایه E یونوسفر برای پیش‌بینی زلزله

لانگمویر، آشکارسازهای پرتو، آنالایزرهای پلاسما، گیرنده‌های GPS و بیکن سه‌باند، تغییرات میدان‌های الکتریکی و مغناطیسی و ویژگی‌های پلاسما و ذرات پرانرژی را ثبت می‌کند و از این طریق امکان شناسایی ناهنجاری‌های پیش‌لرزه‌ای فراهم می‌شد [۴].

ماموریت Swarm متعلق به سازمان فضایی اروپا شامل سه ماهواره هم‌مدار بود که از سال ۲۰۱۳ فعالیت خود را آغاز کردند. این سامانه با اندازه‌گیری میدان مغناطیسی زمین و ویژگی‌های یونوسفری از طریق مغناطیس‌سنج‌های برداری و اسکالر، ابزار میدان الکتریکی، شتاب‌سنج و سیستم‌های بازتاب لیزری، امکان پایش تغییرات مرتبط با فعالیت‌های زمین‌ساختی و لرزه‌ای را فراهم می‌آورد [۵].

کیوب‌ست QuakeSat در سال ۲۰۰۳ توسط دانشگاه استنفورد توسعه یافت و با بهره‌گیری از مغناطیس‌سنج برداری و حسگر میدان الکتریکی، تغییرات میدان مغناطیسی و الکتریکی مرتبط با زلزله‌های بزرگ را اندازه‌گیری می‌کند. پروژه CIRCE نیز با استفاده از سنسورهای چندگانه یونوسفری، داده‌های مربوط به چگالی و دمای الکترون را جمع‌آوری کرده و به تحلیل ارتباط آن‌ها با فعالیت‌های لرزه‌ای می‌پرداخت [۶].

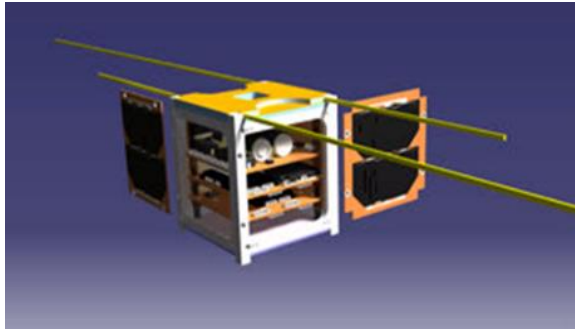
ماهواره‌های دوقلوی DICE که در سال ۲۰۱۱ پرتاب شدند، با محموله‌هایی شامل پراب میدان الکتریکی، پراب لانگمویر و سنسور میدان مغناطیسی سه‌محوره، امکان پایش مستقیم تغییرات یونوسفری و ارتباط آن‌ها با طوفان‌های ژئومغناطیسی و فعالیت‌های لرزه‌ای را فراهم می‌کردند [۷].

مطالعه (Long et al. (2002) یکی از نخستین پژوهش‌ها بود که به‌طور مستقیم از داده‌های ماهواره‌ای برای بررسی اختلالات یونوسفری پیش از زلزله بهره گرفت و با استفاده از پراب‌های لانگمویر و سنجش چگالی الکترون، تغییرات غیرعادی در پارامترهای پلاسما پیش از رخدادهای لرزه‌ای را شناسایی کرد [۸].

ماموریت‌های Jason نیز که برای پایش سطح دریا و تغییرات اقیانوسی طراحی شده بودند، با بهره‌گیری از ارتفاع‌سنج را و سیستم GPS، امکان تحلیل تغییرات کل محتوای الکترون در یونوسفر و بررسی ناهنجاری‌های پیش‌لرزه‌ای را فراهم کردند [۹].

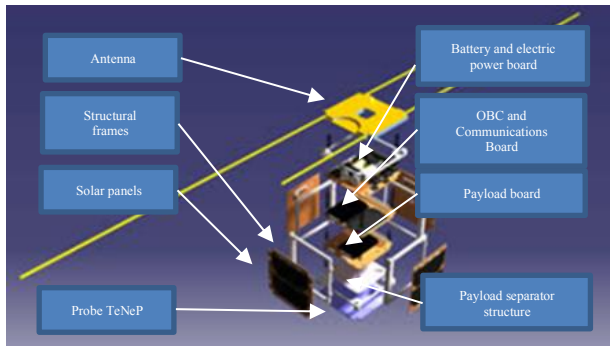
در نهایت، مطالعه (Amato (2021) به بررسی داده‌های ماموریت‌های مختلف از جمله CSES و Swarm پرداخت و با ترکیب داده‌های مغناطیس‌سنجی و پلاسما، مدلی چندپارامتری برای تحلیل اختلالات پیش‌لرزه‌ای ارائه کرد [۱۰].

همه ماموریت‌ها و ماهواره‌های معرفی شده، با روشی مشابه یعنی بررسی چگالی و دمای الکترون سعی در پیش‌بینی زلزله داشته‌اند ولی محموله‌های آنان متفاوت بوده است.



شکل ۱- جانمایی زیرسیستم‌ها و قطعات.

Fig. 1. Placement of subsystems and components.



شکل ۲- مدل انفجاری ماهواره مکعبی.

Fig. 2. Exploded view of the CubeSat.

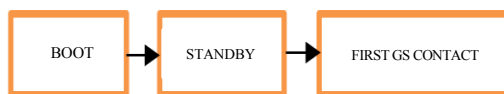
در شکل ۲ بر روی مدل انفجاری محل قرارگیری قطعات و زیرسیستم‌ها مشخص شده است. نوع قطعات و بوردها در قسمت زیرسیستم مربوط به خود بررسی خواهند شد. در قسمت سازه حجم هر یک از زیرسیستم‌ها در جدول ۱۵ آورده شده است و در پیوست هم نقشه ابعادی کیوبست قرار گرفته است.

مودها

در ادامه مودهای کلی ماهواره مکعبی بیان شده است، که زیرسیستم‌ها باید طراحی خود را بر مبنای انجام این مودها انجام دهند.

➤ مود پرتاب و استقرار در مدار

حیاتی‌ترین مرحله ماموریت است و شامل پرتاب ماهواره، اولین تماس ایستگاه زمینی و تأیید رسیدن به وضعیت صحیح ماهواره است.



شکل ۳- فلوچارت مود پرتاب و استقرار در مدار.

Fig. 3. Launch and orbit deployment mode flowchart.

الزامات ماموریت

در جدول ۱ و ۲ الزامات عملکردی و عملیاتی ماموریت مطرح شده است.

جدول ۱- الزامات عملکردی.

Table 1. Functional requirements.

Subject	Description
Performance	To collect temperature and electron density data in the ionospheric layer over Iran and seismically active regions.
Coverage area	Over Iran and surrounding seismically active regions.
Communication duration with ground station	Communication between the satellite and the ground station is limited to the passage of the satellite over the ground station.

جدول ۲- الزامات عملیاتی.

Table 2. Operational requirements.

Subject	Description
Mission design life	One year in low earth orbit (LEO).
Accessibility	There should be data exchange at each station pass.
Survivability	Be tolerant of environmental conditions.
Data distribution	The data will be made available to the ground station and earthquake experts.
Data content, form, and format	Data is received and transmitted as a series of numbers as the cubesat passes through the ground station using the UHF and VHF communication bands.

مهندسی سیستم

در بخش مهندسی سیستم، ابتدا جانمایی و نمای کلی ماهواره مکعبی که در نرم‌افزار کتیا طراحی شده است، ارائه می‌شود. سپس بودجه‌بندی جرمی، توانی و هزینه‌ای، به همراه انواع مودها (Modes) برای هر زیرسیستم مشخص می‌گردد. طراحی هر زیرسیستم باید بر اساس این مشخصات و الزامات انجام گیرد.

جانمایی قطعات و زیرسیستم‌ها

جانمایی زیرسیستم‌ها در شکل ۱ و مدل انفجاری زیرسیستم‌ها در شکل ۲ توسط سیستمی نمایش داده شده است:

این مود زمانی فعال می‌شود که مأموریت ماهواره به پایان رسیده است. فعال‌سازی این مود از طریق ارسال تله‌کامند از ایستگاه زمینی امکان‌پذیر است.



شکل ۵- فلوجارت مود از کار انداختن.

Fig. 5. The decommission mode flowchart.

بودجه‌بندی جرمی، هزینه‌ای و توانی

در این بخش، جدول ۳ توسط مهندسی سیستم منتشر می‌شود و زیرسیستم‌ها باید مطابق با بودجه‌بندی تعیین شده، طراحی خود را انجام دهند. این بودجه‌بندی بر اساس نانو ماهواره‌های یک واحدی تعریف می‌شود.

جدول ۳- جدول بودجه‌بندی‌ها.

Table 3. Budgeting table.

Subsystems	Cost (\$)	Power (w)	Mass (kg)
Payload	3000	0.9	0.3
Electrical power	1400	0.2	0.3
ADCS	60	0	0.06

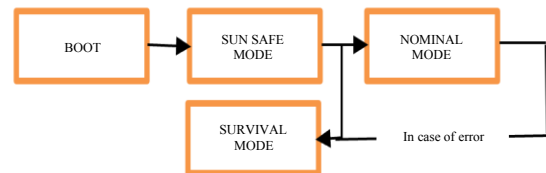
در جدول ۳ بخش هزینه، مواردی اضافه‌تر هزینه برای پروژه وجود دارد که شامل موارد پیش‌بینی نشده و هزینه تست و آزمایشگاه است.

محموله

بر اساس مطالعات انجام شده، تغییرات غیرعادی در پارامترهای یونوسفر، مانند دما و چگالی الکترونی، می‌توانند به‌عنوان شاخص‌های بالقوه پیش‌بینی زمین‌لرزه در نظر گرفته شوند. این تغییرات معمولاً به‌صورت افزایش یا کاهش ناگهانی دمای الکترونی و چگالی کل الکترون‌ها (TEC) در بازه زمانی چند ساعت تا چند روز پیش از رخداد زمین‌لرزه مشاهده می‌شوند و اغلب خارج از محدوده نوسانات طبیعی و الگوهای روزانه-فصلی هستند [۲]. به‌طور مشخص، مشاهدات نشان داده‌اند که افزایش یا کاهش غیرعادی چگالی کل الکترون به‌میزان بیش از چند ده درصد نسبت به مقادیر میانگین، یا تغییرات دمای الکترونی در حدود چند صد کلوین، می‌تواند با فعالیت لرزه‌ای قریب‌الوقوع مرتبط باشد [۱۲]. این ناهنجاری‌ها معمولاً در نواحی جغرافیایی نزدیک به کانون زمین‌لرزه و در ارتفاعات مختلف لایه E یونوسفر ثبت می‌شوند و با حذف

همان‌طور که در فلوجارت شکل ۳ نشان داده شده است، پس از پرتاب، ماهواره توسط پرتابگر فعال شده و فرآیند ارزیابی وضعیت آغاز می‌گردد. سپس ماهواره وارد حالت راه‌اندازی شده و به‌مدت حدود ۱۵ روز در این وضعیت باقی می‌ماند تا شرایط اولیه پایدار گردد. پس از این دوره، ماهواره به انتظار برقراری نخستین ارتباط با ایستگاه زمینی می‌ماند. در این مرحله، آنتن‌های مخابراتی که پس از جدایش از پرتابگر به‌صورت خودکار توسط مکانیزم تعبیه شده مستقر شده‌اند، آماده دریافت تله‌کامند از ایستگاه زمینی خواهند بود. در نهایت، با برقراری اولین ارتباط با ایستگاه زمینی، ماهواره مکعبی به حالت عملیاتی منتقل می‌شود و مأموریت اصلی آغاز می‌گردد.

➤ مود انجام عملیات



شکل ۴- فلوجارت مود انجام عملیات.

Fig. 4. Operation mode flowchart.

همان‌طور که در فلوجارت شکل ۴ نشان داده شده است، پس از اتمام مود پرتاب و استقرار در مدار، ماهواره وارد مود انجام مأموریت و عملیات می‌شود. در مرحله ارزیابی، ابتدا شرط استقرار بررسی می‌گردد. در صورتی که این شرط برقرار باشد، به این معناست که تمام مراحل پرتاب و استقرار در مدار با موفقیت به پایان رسیده‌اند و سیستم مستقیماً به مود ایمن انرژی منتقل می‌شود. چنانچه شرط استقرار برقرار نباشد، ابتدا لازم است تمامی مراحل پرتاب و استقرار در مدار تکمیل شوند.

در مود ایمن انرژی، سیستم به‌صورت عادی فعال است اما بدون انجام مأموریت، صرفاً ارتباط با ایستگاه زمینی برقرار می‌گردد. در صورتی که خطایی وجود نداشته باشد و ولتاژ باتری بالاتر از مقدار میانگین تعریف شده باشد، سیستم وارد مود اسمی می‌شود که در آن امکان برنامه‌ریزی و اجرای مأموریت فراهم است.

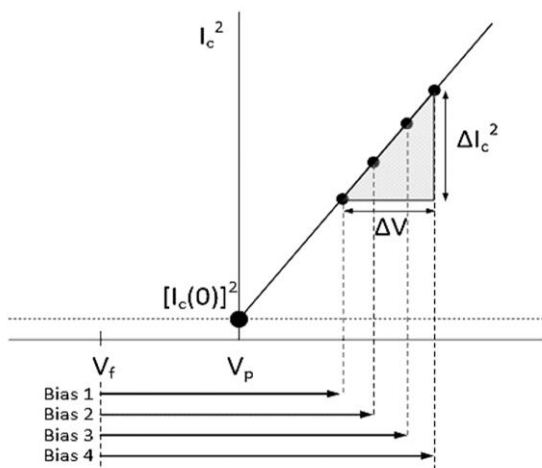
در صورت بروز خطا در هر یک از دو مود ایمن انرژی یا مود اسمی، سیستم مستقیماً به مود بقا منتقل می‌شود. در مود بقا، ماهواره مکعبی به اپراتور اطلاع می‌دهد که خطایی رخ داده است و مشخص می‌کند این خطا مربوط به کدام زیرسیستم و چه نوع اشکالی است. سپس اپراتور می‌تواند با ارسال تله‌کامند نسبت به رفع خطا اقدام نماید.

➤ مود از کار انداختن

شکل ۵ فلوجارت مربوط به مود از کارانداختن را نمایش می‌دهد.

اثرات ناشی از عوامل جوی، خورشیدی و مغناطیسی، ارتباط معناداری میان آن‌ها و رخداد زمین‌لرزه مشاهده می‌شود. شواهد متعددی از این پدیده‌ها در پژوهش‌های مختلف گزارش شده است؛ از جمله می‌توان به مطالعات Liu و همکاران (۲۰۰۴) درباره تغییرات چگالی کل الکترون پیش از زمین‌لرزه Chi-Chi تایوان، پژوهش Pulinets و Boyarchuk (2004) درباره مدل‌سازی مکانیزم‌های الکتروپینامیکی در یونوسفر پیش از زمین‌لرزه، و نتایج Zakharenkova و همکاران (۲۰۱۴) درباره مشاهدات ناهنجاری‌های چگالی کل الکترون اشاره کرد.

مطالعات ماهواره‌ای نشان داده‌اند که اختلالات معنادار در چگالی الکترونی و دمای الکترون در یونوسفر، که توسط ماهواره‌هایی مانند DEMETER، CSSES، Swarm و GNSS ثبت شده‌اند، می‌توانند به‌عنوان شاخص‌های پیش‌زلزله‌ای قابل‌اعتنا باشند. برای نمونه، تحلیل داده‌های DEMETER گزارش کرده است که اختلالات مثبت و منفی قابل‌تشخیصی در دما و چگالی کل الکترون، در بازه‌های زمانی چند روزه پیش از زلزله رخ داده است [۳]. همچنین، چگالی الکترون برای وقوع ۵ مورد از ۷ زلزله بزرگ منطقه شمال شرقی آسیا، حدود یک هفته قبل از رخداد، به بیش از دو برابر افزایش یافته است. مأموریت Swarm با استفاده از تحلیل آماری گسترده نشان داده که ناهنجاری‌هایی در دما و چگالی کل الکترون، از ماه‌ها تا چند روز پیش از زلزله، آشکار می‌شوند [۵]. از سوی دیگر، مأموریت CSSES-01 با اندازه‌گیری دما و چگالی الکترون به کمک پراب لانگمور نشان داده که در فاصله‌های زمانی چند روزه پیش از زلزله، بیشتر بوده‌اند [۴].



شکل ۶- نمودار مشخصه ولتاژ جریان پراب تنپ شیب نمودار نسبت مستقیم با چگالی الکترون دارد.

Fig. 6. The current-voltage characteristic graph of the probe TENEP. The slope of the graph is directly proportional to the electron density.

همان‌گونه که در بررسی مأموریت‌های ماهواره‌ها مشاهده شد، هر یک از این ماهواره‌ها با بهره‌گیری از محموله‌های متفاوت، پارامترهای مشخصی را اندازه‌گیری می‌کنند و در مجموع، دقتی تقریباً مشابه دارند. در این پژوهش از پراب تنپ به‌دلیل توانایی آن در اندازه‌گیری مستقیم و همزمان دمای الکترون و چگالی الکترونی با دقت چند درصد استفاده شده است. این ویژگی امکان شناسایی ناهنجاری‌های کوچک و معنادار یونوسفری را که می‌توانند به‌عنوان شاخص‌های پیش‌زلزله‌ای مطرح باشند، فراهم می‌کند. همچنین، امکان جمع‌آوری داده‌های دقیق و لحظه‌ای را در شرایط واقعی مدار ماهواره‌ای فراهم می‌آورد. افزون بر این، هزینه ساخت پایین، پیچیدگی فنی کم و ابعاد مناسب آن برای قرارگیری در ماهواره مکعبی یک واحدی، این سیستم را به گزینه‌ای بهینه برای مأموریت حاضر تبدیل کرده است.

پراب تنپ ابزاری تشخیصی برای اندازه‌گیری خواص پلاسما، از جمله دمای الکترون است. این پراب از یک الکترودرسنای کوچک تشکیل شده که در پلاسما قرار می‌گیرد و نسبت به آن به یک پتانسیل

پراب تنپ ابزاری تشخیصی برای اندازه‌گیری خواص پلاسما، از جمله دمای الکترون است. این پراب از یک الکترودرسنای کوچک تشکیل شده که در پلاسما قرار می‌گیرد و نسبت به آن به یک پتانسیل

پراب تنپ ابزاری تشخیصی برای اندازه‌گیری خواص پلاسما، از جمله دمای الکترون است. این پراب از یک الکترودرسنای کوچک تشکیل شده که در پلاسما قرار می‌گیرد و نسبت به آن به یک پتانسیل

پراب تنپ ابزاری تشخیصی برای اندازه‌گیری خواص پلاسما، از جمله دمای الکترون است. این پراب از یک الکترودرسنای کوچک تشکیل شده که در پلاسما قرار می‌گیرد و نسبت به آن به یک پتانسیل

پراب تنپ ابزاری تشخیصی برای اندازه‌گیری خواص پلاسما، از جمله دمای الکترون است. این پراب از یک الکترودرسنای کوچک تشکیل شده که در پلاسما قرار می‌گیرد و نسبت به آن به یک پتانسیل

پراب تنپ ابزاری تشخیصی برای اندازه‌گیری خواص پلاسما، از جمله دمای الکترون است. این پراب از یک الکترودرسنای کوچک تشکیل شده که در پلاسما قرار می‌گیرد و نسبت به آن به یک پتانسیل

پراب تنپ ابزاری تشخیصی برای اندازه‌گیری خواص پلاسما، از جمله دمای الکترون است. این پراب از یک الکترودرسنای کوچک تشکیل شده که در پلاسما قرار می‌گیرد و نسبت به آن به یک پتانسیل

- ✓ A_e : ناحیه جمع آوری موثر پراب تنپ است.
- ✓ e : بار اولیه است.
- ✓ v_e : سرعت حرارتی الکترون است.

سرعت حرارتی الکترون (v_e) را می توان با استفاده از فرمول زیر

تخمین زد:

$$v_e = \sqrt{8 * k_B * T_e / \pi * m_e} \quad (2)$$

در این فرمول:

- ✓ k_B : ثابت بولتزمن
- ✓ T_e : دمای الکترون
- ✓ m_e : جرم یک الکترون

➤ دمای الکترون (T_e)

دمای الکترون را می توان از شیب منحنی مشخصه پراب تنپ در ناحیه اشباع الکترون تعیین کرد. شیب اغلب با برازش منحنی نمایی به داده ها به دست می آید. فرمول دمای الکترون به صورت زیر است:

$$T_e = -(1/(4 * K_B * q_e)) * \frac{\partial I}{\partial V} \quad (3)$$

در این فرمول:

- ✓ K_B : ثابت بولتزمن
- ✓ q_e : بار اولیه
- ✓ ∂I : تغییر در جریان الکترون
- ✓ ∂V : تغییر ولتاژ

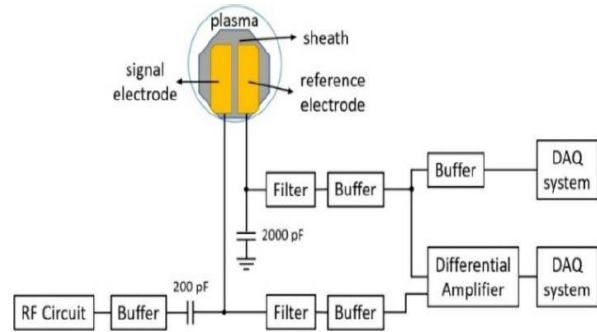
توجه به این نکته حائز اهمیت است که تکنیک های تجزیه و تحلیل، از جمله روش برازش و دامنه داده های مورد استفاده برای تخمین شیب، ممکن است بسته به هندسه پراب، شرایط پلاسما و سایر عوامل متفاوت باشند. علاوه بر این، برای دستیابی به اندازه گیری های دقیق تر، انجام اصلاحات مربوط به ویژگی های غیرایده آل پراب و اثرات غلاف پلاسما نیز ممکن است ضروری باشد [۱۱، ۱۳، ۱۴].

معرفی اجزا محموله

پراب تنپ: کل معماری تنپ از دو صفحه ترکیبی طلا و مس، یک صفحه عایق و خود برد مدار تنپ تشکیل شده است که در شکل ۹ مشاهده می گردد. یک ترکیب صفحه طلا و مس به عنوان یک الکتروود سیگنال که وظیفه تولید سیگنال فرکانس بالا همراه با سیگنال فرکانس فراگیر را بر عهده دارد و ترکیب دیگر صفحه طلا و مس به عنوان الکتروود دیگری عمل می کند که فقط اطلاعات مربوط به پتانسیل شناور را جمع آوری می کند. صفحه عایق هر دو الکتروود را در یک مجموعه کنار هم قرار

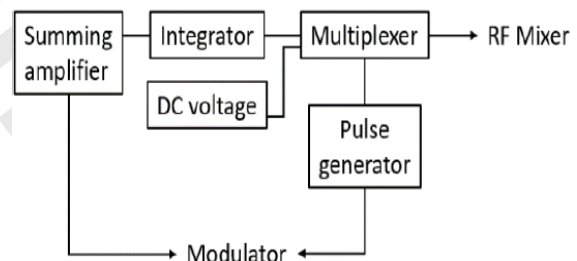
حساس است؛ بنابراین، دقت در کالیبراسیون و تفسیر نتایج اندازه گیری ها ضروری است.

شکل ۷ بلوک دیاگرام عملکرد سیستم محموله و شکل ۸ بلوک دیاگرام مدار تولید کننده پالس را نشان می دهند.



شکل ۷- بلوک دیاگرام عملکرد سیستم محموله [۱۱].

Fig. 7. Payload system operation block diagram [11].



شکل ۸- بلوک دیاگرام مدار تولید کننده پالس [۱۱]

Fig. 8. Block Diagram of the Pulse Generator Circuit [11]

فرمول ها

این فرمول ها بیانگر مدل ها و مفروضات ساده شده اند و برای اندازه گیری های دقیق در شرایط خاص پلاسما، به کارگیری تکنیک های تحلیل پیچیده تر ضروری است.

➤ چگالی الکترون (n_e)

چگالی الکترون را می توان با استفاده از جریان اشباع الکترون (I_{SAT}) به دست آمده از منحنی مشخصه پراب تنپ و سایر پارامترهای شناخته شده محاسبه کرد:

$$n_e = (I_{SAT} / A_e * e * v_e) \quad (1)$$

در این فرمول:

- ✓ I_{SAT} : جریان اشباع الکترونی است که توسط پراب تنپ جمع آوری می شود.

بررسی شبیه‌سازی‌ها و انتخاب الگوریتم مناسب برای پیش‌بینی زلزله با داده‌های پراب تنپ

در سال‌های اخیر، تحقیقات متعددی بر روی شناسایی ناهنجاری‌های یونوسفری پیش از وقوع زلزله‌های بزرگ با استفاده از داده‌های ماهواره‌ای انجام شده است. این مطالعات عمدتاً بر تغییرات چگالی و دمای الکترون در لایه‌های مختلف یونوسفر تمرکز داشته‌اند. برای مثال، در سال ۲۰۱۰ با استفاده از داده‌های ماهواره DEMETER نشان داده شد که ناهنجاری‌هایی در چگالی و دمای الکترون در بازه زمانی ۱ تا ۵ روز پیش از زلزله‌های با بزرگی ۶.۰ و بالاتر مشاهده می‌شود، هرچند این ناهنجاری‌ها ممکن است تحت تأثیر فعالیت‌های خورشیدی و مغناطیسی نیز باشند. همچنین، تحقیقات بعدی در سال ۲۰۱۱ با بهره‌گیری از داده‌های GPS و DEMETER نتایج مشابهی را ارائه دادند و نشان دادند که تغییرات چگالی و دمای الکترون می‌توانند به‌عنوان شاخص‌هایی از فعالیت‌های پیش‌زلزله‌ای مورد بررسی قرار گیرند [۱۵].

مطالعات اخیرتر نیز با استفاده از داده‌های ماهواره Swarm در سال ۲۰۲۵ نشان دادند که ناهنجاری‌های چگالی الکترون در فاصله ۴۰۰ تا ۱۰۰۰ کیلومتری از کانون زلزله، عمدتاً در بازه زمانی ۲۴ تا ۷۲ ساعت قبل از زلزله‌های بزرگ مشاهده می‌شوند. همچنین در همان سال، تحقیقات مبتنی بر داده‌های ماهواره CSES بیان کردند که ناهنجاری‌های چگالی الکترون در بازه‌های زمانی ۲۵، ۱۵ و ۵ روز قبل از زلزله‌های با بزرگی ۶.۰ و بالاتر قابل تشخیص هستند و این ناهنجاری‌ها عمدتاً در فاصله‌های مشابه از کانون زلزله متمرکز می‌شوند [۹].

با وجود شواهد موجود، میزان عدم قطعیت در پیش‌بینی زلزله با استفاده از داده‌های یونوسفری همچنان قابل توجه است. این عدم قطعیت ناشی از تنوع زمانی و مکانی ناهنجاری‌ها، تأثیرات فعالیت‌های خورشیدی و مغناطیسی و محدودیت داده‌های تاریخی است. بنابراین، ترکیب این داده‌ها با داده‌های دیگر مرتبط با پیش‌بینی زلزله مانند تغییرات شکل پوسته زمین و دمای سطح زمین می‌تواند دقت پیش‌بینی‌ها را بهبود بخشد.

پرآب تنپ داده‌هایی شامل منحنی مشخصه ولتاژ-جریان را اندازه‌گیری و ارسال می‌کند. این داده‌ها شامل جریان الکتریکی برحسب ولتاژ بایاس اعمال شده به پرآب هستند. با پردازش این منحنی و استفاده از مدل‌های فیزیکی، پارامترهای میزان تعداد الکترون‌ها در واحد حجم پلاسما اطراف پرآب و انرژی حرارتی متوسط الکترون‌ها در پلاسما استخراج می‌گردد.

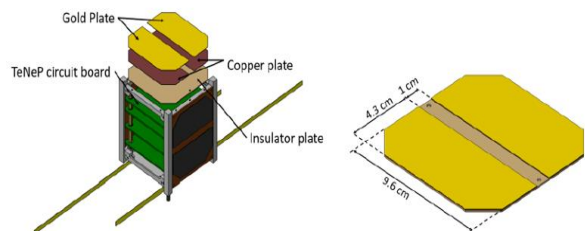
می‌دهد و در عین حال به‌عنوان یک اتصال پایه به ساختار ماهواره مکعبی عمل می‌کند. در طراحی بهبود یافته، کیفیت پوشش طلا و مس بهبود یافته و از روش‌های پوشش‌دهی پیشرفته برای افزایش حساسیت و کاهش نویز استفاده خواهد شد. همچنین، صفحه عایق از مواد با پایداری حرارتی و الکتریکی بالاتر باید ساخته شود تا پایداری عملکرد افزایش یابد. برد مدار تنپ مستقیماً در زیر پرآب قرار می‌گیرد.

سیستم بایاس: یک سیستم بایاس با نویز پایین و قابلیت کنترل دیجیتال خودکار برای اعمال پتانسیل منفی به پرآب نسبت به پلاسما استفاده می‌شود. این سیستم میدان الکتریکی دقیق‌تر و پایدارتر در اطراف پرآب ایجاد می‌کند که باعث جذب بهتر الکترون‌ها می‌شود. مدار اندازه‌گیری جریان: پرآب به مدار اندازه‌گیری جریان متصل است که جریان به پرآب را با استفاده از تقویت‌کننده‌های جریان با نویز بسیار پایین و مبدل‌های آنالوگ به دیجیتال با رزولوشن بالا و نرخ نمونه‌برداری سریع‌تر اندازه‌گیری می‌کند. سیگنال ولتاژ یا جریان مربوطه ارائه می‌شود که برای تجزیه و تحلیل بیشتر آماده است.

سیستم جارو یا اسکن ولتاژ: برای به‌دست آوردن منحنی مشخصه پرآب، از یک سیستم اسکن ولتاژ با کنترل دیجیتال دقیق استفاده می‌شود. الگوریتم‌های خودکار سرعت و دقت اسکن ولتاژ را افزایش داده و به بهبود کیفیت داده‌ها کمک می‌کند.

سیستم جمع‌آوری داده: داده‌های جریان یا ولتاژ از پرآب توسط سیستم جمع‌آوری داده ضبط و به داده‌های دیجیتال تبدیل می‌شوند. در نسخه بهبود یافته، پردازشگر سریع‌تر و حافظه بیشتر استفاده شده است و الگوریتم‌های فشرده‌سازی برای کاهش حجم داده‌ها و افزایش سرعت انتقال به‌کار گرفته شده‌اند.

نرم‌افزار تجزیه و تحلیل و تفسیر: داده‌های به‌دست آمده از پرآب با استفاده از نرم‌افزارهای تخصصی تحلیل می‌شوند. این نرم‌افزارها با بهره‌گیری از الگوریتم‌های پیشرفته حذف نویز و مدل‌های فیزیکی دقیق‌تر، منحنی‌های مشخصه را تفسیر کرده و پارامترهای مربوطه مانند چگالی و دمای الکترون را با دقت بالاتر استخراج می‌کنند [۱۱، ۱۳، ۱۴].



شکل ۹- مدل پرآب تنپ [۱۱]

Fig. 9. Probe TeNeP model [11].

شود. سپس با ورود داده‌های جدید، مدل بر اساس این توزیع‌ها احتمال وقوع زلزله را تخمین می‌زند.

این طبقه‌بندی توانایی ترکیب چندین ویژگی مختلف مانند شاخص ناهنجاری، چگالی و دمای الکترون و بررسی داده‌های تاریخی و دیگر پارامترهای مرتبط با زمین لرزه را دارد و با محاسبه احتمال شرطی، میزان اطمینان به پیش‌بینی را نشان می‌دهد. در نهایت، اگر احتمال پیش‌بینی شده بالاتر از یک آستانه تعیین شده باشد، هشدار وقوع زلزله صادر می‌شود.

زیرسیستم‌ها

در این بخش، طراحی زیرسیستم‌ها بر اساس تعریف مأموریت، الزامات مهندسی سیستم و نیازمندی‌های محموله انجام می‌شود.

مکانیک مدار

در جدول ۴، پارامترهای مداری ارائه شده‌اند و در ادامه، دلایل انتخاب هر یک از آن‌ها بیان می‌شود.

انتخاب پرتابگر: از پرتابگرهای ایرانی استفاده شده است. انتخاب پرتابگر، با توجه به توانایی آن، محدوده‌ای برای ارتفاع و شیب مداری مشخص می‌کند.

طراحی ارتفاع مدار: مدار پیش‌بینی شده برای این ماهواره مکعبی، مشابه سایر ماهواره مکعبی‌ها است، از نوع مدار پایین زمین (LEO) است. با توجه به محموله و اندازه‌گیری‌هایی که باید در لایه یونوسفر انجام شود، ارتفاع مدار بین ۳۸۰ تا ۴۲۰ کیلومتر در نظر گرفته شده است.

طراحی شیب مدار: شیب مداری ۵۵ درجه انتخاب شده است تا نیازی به استفاده از بلوک انتقال مداری یا تغییر صفحه مدار نباشد و در نتیجه، محدودیتی از نظر پرتابگر وجود نداشته باشد.

جدول ۴- پارامترهای مداری.

Table 4. Orbital parameters.

Orbital altitude	400 kilometers
Orbital inclination	55 degrees
Orbital shape	Circular
Eccentricity	0
Right ascension of the ascending node (RAAN)	0
Argument of perigee	0
CubeSat lifetime	1.5 years

الگوریتم پیشنهادی برای پیش‌بینی احتمال وقوع زلزله بر پایه داده‌های چگالی و دمای الکترون استخراج شده از پراب تنپ طراحی شده است. این الگوریتم مبتنی بر تحلیل سری زمانی داده‌ها و تشخیص ناهنجاری‌های آماری است.

در قدم اول داده‌ها به‌وسیله حذف نویز با فیلترهای مناسب و نرمال‌سازی داده‌ها نسبت به میانگین و انحراف معیار داده‌های گذشته از منطقه مورد نظر پردازش می‌شود.

در قدم دوم هدف اصلی تبدیل داده‌های خام چگالی الکترون و دمای الکترون به مقادیری است که بتوانند ناهنجاری‌ها را در طول زمان شناسایی کنند که شاخص ناهنجاری نام دارد و در فرمول ۴ روش بررسی این ناهنجاری بیان شده است.

$$\frac{X(t) - \mu}{\sigma} = Z(t) \quad (4)$$

که در آن:

✓ $X(t)$ مقدار اندازه‌گیری شده در زمان t است (مثلاً چگالی الکترون یا دمای الکترون در آن لحظه)

✓ μ میانگین گذشته یا مقدار متوسط این پارامتر در شرایط نرمال (بدون وقوع زلزله) است که بر اساس داده‌های جمع‌آوری شده قبلی تعیین می‌شود.

✓ σ انحراف معیار گذشته این پارامتر است که بیانگر پراکندگی طبیعی داده‌ها در شرایط نرمال است.

این بررسی نشان می‌دهد که مقدار اندازه‌گیری شده در هر لحظه چند برابر انحراف معیار از مقدار میانگین فاصله دارد. اگر مقدار $Z(t)$ نزدیک صفر باشد، یعنی داده در محدوده نرمال قرار دارد. اما اگر مقدار $Z(t)$ بزرگ‌تر از یک آستانه مشخص (مثلاً ۲ یا ۳) شود، نشان‌دهنده یک تغییر یا ناهنجاری غیرمعمول است که می‌تواند به‌عنوان نشانه‌ای از رویداد پیش‌زلزله‌ای در نظر گرفته شود [۱۶].

در قدم سوم، هدف استفاده از روش‌های آماری برای پیش‌بینی احتمال وقوع زلزله با توجه به داده‌های فعلی اندازه‌گیری شده از پراب تنپ و ویژگی‌های استخراج شده است. یکی از روش‌های مؤثر برای این منظور، استفاده از طبقه‌بند بیزی شرطی Conditional Bayesian Classifier) است. مدل‌سازی آماری با طبقه‌بند بیزی شرطی روشی است که برای پیش‌بینی احتمال وقوع زلزله بر پایه داده‌های فعلی و ویژگی‌های استخراج شده از آن‌ها استفاده می‌شود. این مدل با بهره‌گیری از قانون بیز، احتمال وقوع زلزله را با در نظر گرفتن داده‌های جدید و داده‌های تاریخی محاسبه می‌کند.

در این روش، ابتدا داده‌های تاریخی شامل نمونه‌های قبل از زلزله و شرایط عادی تحلیل می‌شوند تا توزیع احتمالاتی هر دسته مشخص

به این صورت است که دو گذر پشت سرهم است و گذر سوم و چهارم و پنجم با فاصله حدود پنج ساعته از گذر دوم شروع می‌شود و متوالی می‌باشد.

مقدار پوشش‌دهی محدوده ایران با اثر J_4 :

مقدار پوشش‌دهی محدوده ایران با توجه به نوع ماموریت که ارسال و دریافت سیگنال در لایه یونوسفر می‌شود، در مدت ۲۴ ساعت به ۱۰۰ درصد پوشش‌دهی در این محدوده می‌رسد.

طول عمر مداری ماهواره با اثر J_4 :

در جدول ۷ میزان طول عمر ماهواره با اثر J_4 مشاهده می‌گردد.

جدول ۷- طول عمر مداری ماهواره.

Table 7. cubesat orbital lifetime.

Jacchia-roberts	NRLMSISE-2000
1.7 years	1.9 years

بررسی اثرات HPOP:

تنها تغییر اثر HPOP با J_4 در تحلیل‌ها، تغییر در طول عمر مداری می‌باشد.

طول عمر مداری ماهواره با اثر HPOP:

در جدول ۸ میزان طول عمر ماهواره با اثر HPOP مشاهده می‌گردد.

جدول ۸- طول عمر مداری ماهواره.

Table 8. cubesat orbital lifetime.

Jacchia-roberts	NRLMSISE-2000
1.4 years	1.7 years

واحد پردازشی

واحد پردازشی باید مطابق با نیازهای ماموریت، محموله و سیستم طراحی شود. شکل ۱۰ معماری کلی سیستم را نشان می‌دهد. در این معماری، زیرسیستم پردازش به‌عنوان هسته مرکزی عمل کرده و اطلاعات دریافتی از محموله را در حافظه ذخیره می‌کند. این اطلاعات در گذرهای ارتباطی با ایستگاه زمینی به زیرسیستم مخابرات ارسال شده و توسط آن در اختیار ایستگاه زمینی قرار می‌گیرند. ارتباطات سیستم توان الکتریکی نیز از طریق زیرسیستم پردازش مرکزی مدیریت می‌شود. علاوه بر این، دستورات تله‌کامند توسط زیرسیستم مخابرات دریافت شده و به پردازش مرکزی ارسال می‌شوند تا در آنجا اعمال گردند.

تحلیل‌های نرم‌افزاری:

با استفاده از نرم‌افزار STK، تحلیل‌ها و خروجی‌های زیر مورد بررسی قرار خواهند گرفت:

(۱) بیشترین و کمترین زمان حضور ماهواره در سایه در طول یک سال

(۲) میزان دسترسی ماهواره به ایستگاه زمینی در طول یک سال

(۳) میزان دسترسی ماهواره به محدوده جغرافیایی ایران

(۴) طول عمر مداری ماهواره

برای محاسبات دقیق‌تر در بخش‌های مورد نظر، دو حالت اغتشاشی در نظر گرفته شده است [۱۷، ۱۸]:

- J_4 : که اثر اغتشاشی با دقت پایین، ناشی از ناهمواری‌های غیرکروی زمین را بررسی می‌کند.
- HPOP (High Precision Orbit Propagator): که اثرات اغتشاشی با دقت بالاتر را مورد تحلیل قرار می‌دهد.

مختصات ایستگاه زمینی نیز مطابق جدول ۵، برای شهر ماهشهر در نرم‌افزار وارد شده است.

جدول ۵- مختصات ایستگاه زمینی.

Table 5. Coordinates of the ground station.

35.7	Latitude (deg)
50.7	Longitude (deg)
5	Elevation angle (deg)

بررسی اثرات J_4 :

در جدول ۶ میزان زمان سایه نمایش داده شده است.

جدول ۶- مقدار بیشترین و کمترین زمان سایه در یک سال با اثر J_4 .

Table 6. The maximum and minimum shadow time in a year with the effect J_4 .

زمان سایه (ثانیه)	Mode
2065	Mission start
1400	Minimum eclipse duration
2164	Maximum eclipse duration

مقدار دسترسی به ایستگاه زمینی با اثر J_4 :

با توجه به تحلیل‌ها در هر ۲۴ ساعت حدود پنج گذر از ایستگاه زمینی دارد که در هر گذر در کمترین حالت حدود ۳ دقیقه و بیشترین حالت حدود ۸ دقیقه با ایستگاه زمینی ارتباط دارد. و دوره این گذرها

۱۵ مگاهرتز توان پردازشی لازم خواهد بود. در جدول ۹ مشخصات مورد نیاز برای واحد پردازشی بررسی شده است.

با توجه به نیازهای پردازشی و حافظه، نحوه ارتباط با دیگر زیرسیستم‌ها، و بودجه‌بندی جرمی، حجمی، هزینه‌ای و توانی که در بخش مهندسی سیستم اعلام شده است، بهترین انتخاب، کامپیوتر A3200 می‌باشد. شکل ۱۱ معماری ارتباطی این کامپیوتر با زیرسیستم‌ها و نوع پورت‌های اتصال را نشان می‌دهد. کامپیوتر ماهواره A3200 بر پایه یک میکروکنترلر ۳۲ بیتی AT32UC3C طراحی شده است که کارایی بالا و مصرف انرژی کم را فراهم می‌کند. این کامپیوتر شامل رابط‌های I²C دوکاناله برای ارتباط با سنسورها و زیرسیستم‌ها، و رابط CAN با ترنسیور SN65HVD230 برای ارتباطات توزیع‌شده با سایر زیرسیستم‌ها است.

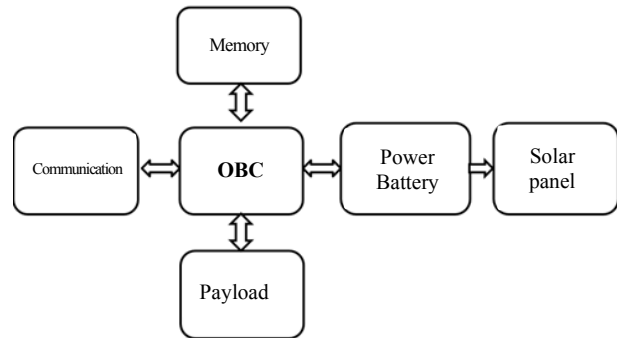
برد دارای یک مغناطیس‌سنج ۳ محوره HMC5843 و یک ژيروسکوپ ۳ محوره MPU-3300 برای اندازه‌گیری میدان مغناطیسی و حرکت زاویه‌ای می‌باشد که از طریق آن‌ها می‌توان تعیین وضعیت و موقعیت انجام شود. همچنین ۸ کانال ADC قابل پیکربندی به‌عنوان ورودی/خروجی دیجیتال، حافظه SDRAM با قابلیت ذخیره‌سازی ۳۲ مگابایت داده، RTC با حافظه ۳۲ کیلوبایتی که برای بررسی ساعت و تقویم روی ماهواره مورد استفاده است. دو سنسور دما نیز برای پیش کامل حرارت سیستم تعبیه شده‌اند.

ارتباط با برد مخابراتی از طریق رابط USART انجام می‌شود و اتصال به پل‌ها از طریق کانکتور I²C ممکن است [۲۰، ۱۹].

جدول ۹- مشخصات مورد نیاز برای تهیه واحد پردازشی ماهواره مکعبی.

Table 9. Specifications required for the preparation of a CubeSat processing unit.

Required capabilities	-Processing of input and output data -Receiving and processing three-axis magnetometer data -Receiving and processing gyroscope data -Transmitting data to the ground station -Executing commands received from the ground station
Required interfaces	-Compatible with CAN or USART bus -Equipped with multiple ADC channels -Optimized for space communication protocols
Required hardware specifications	20-25 Mhz Processor- High-performance with advanced power saving-features 512 KB build-in flash- 128 MB NOR flash (On two dies of 64 MB - each) 32 kB FRAM for persistent configuration - storage 32 MB SDRAM- RTC clock- On-board temperature sensors-



شکل ۱۰- فلوجارت ارتباط واحد پردازشی.

Fig. 10. Processing unit communication flowchart.

مقدار حافظه و قدرت پردازشی مورد نیاز ماهواره مکعبی

مقدار رسانه ذخیره‌سازی را می‌توان بر اساس چند پارامتر تخمین زد، از جمله: حجم داده مورد نیاز محموله برای ذخیره‌سازی، طول مدت نگهداری داده‌ها، حجم داده‌های ثبت شده از فرایندهای مودهای عملیاتی، سیستم عامل، نرم‌افزارهای زیرسیستم‌ها، و همچنین فضای مورد نیاز برای نگهداری نسخه‌های متفاوت و قابل به‌روزرسانی نرم‌افزارها در صورت وجود باگ.

در میان این موارد، در حال حاضر می‌توان داده‌های ذخیره‌سازی ماموریت را به‌راحتی محاسبه کرد. فرض کنید محموله ماموریت در طول ۲۴ ساعت داده جمع‌آوری کند و فرکانس نمونه‌برداری آن ۲ هرتز باشد. در این صورت، مقدار فضای مورد نیاز برای ذخیره داده‌های یک ماموریت ۲۴ ساعته برابر است با:

$$8B * (2hz * 60s * 60m * 24h) = 1382400B = 1.318MB$$

در طول ۲۴ ساعت، حدود ۱/۵ مگابایت داده ذخیره می‌شود که با در نظر گرفتن زاپاس، این مقدار معادل ۳ مگابایت خواهد بود. کامپیوتر به‌گونه‌ای برنامه‌ریزی می‌شود که پس از ۲۴ ساعت داده‌ها پاک‌سازی شوند.

با توجه به اینکه فرکانس کاری محموله برای ایجاد بایاس روی پراب‌ها حداکثر ۲ هرتز است، داده‌های جمع‌آوری شده حجیم نخواهند بود. با انتخاب یک سیستم عامل چند وظیفه‌ای، می‌توان هر ماموریت و پردازش را به یک ریسمان اختصاص داد و با زمان‌بندی و کنترل ریسمان‌ها و استفاده از الگوریتم‌های بهینه، توان پردازشی را به‌حداقل رساند. سیستم عامل انتخابی، (FreeRTOS) است و فضای مورد نیاز برای نصب سیستم عامل و برنامه‌های مورد نیاز نهایتاً حدود ۱۰۰ کیلوبایت خواهد بود. حداکثر توان پردازشی زمانی نیاز است که ماهواره مکعبی به مود عملیاتی و انجام ماموریت منتقل می‌شود، زیرا باید پراب روشن شده و داده تولیدی آن‌ها لاگ شود. برای انجام ماموریت، حدود

وضعیت قرارگیری ماهواره مکعبی در فضا قابلیت دریافت و ارسال داده را حفظ می‌کند.

جدول ۱۰ - مشخصات آنتن‌های مخابراتی.

Table 10. Specifications of telecommunication antennas.

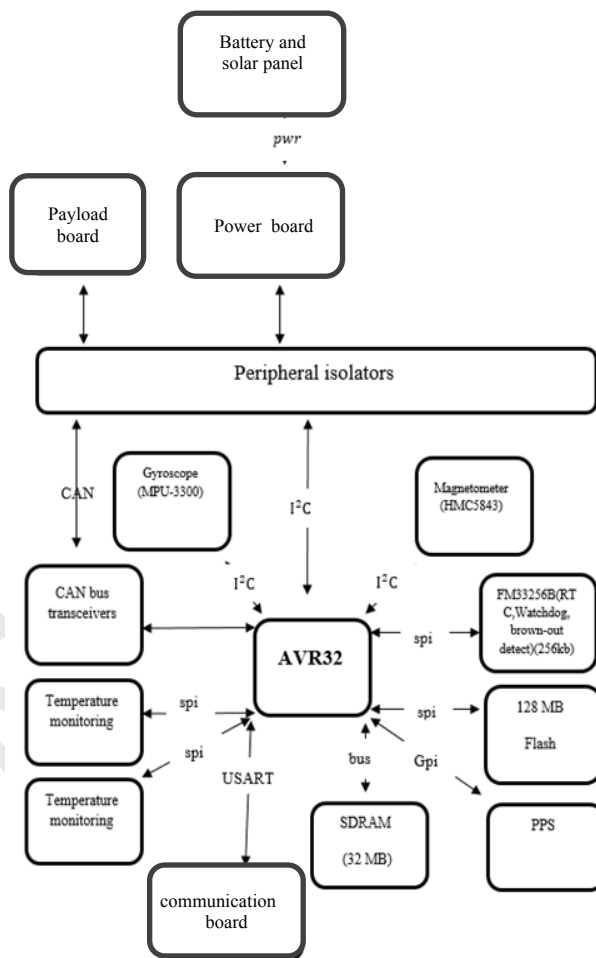
Telemetry and data downlink	
Frequency band	UHF
Antenna diameter	17.2 centimeters
Frequency	432–438 MHz
Telecommand Uplink	
Frequency band	VHF
Antenna diameter	52 centimeters
Frequency	144–146 MHz

بودجه لینک مخابراتی برای مسیرهای بالاسو و پایین‌سو محاسبه شده و نتایج در جداول ۱۱ و ۱۲ ارائه شده است و برای محاسبات بودجه لینک مخابراتی از کتاب آقای Dennis Roddy استفاده شده است که مرجع مناسبی برای محاسبات فرمولی بودجه لینک می‌باشد [۲۱].

جدول ۱۱ - جدول محاسبه بودجه لینک در مسیر بالاسو.

Table 11. Uplink budget calculation table.

Ground station	
Frequency (MHz)	144-146
Transmitter output power (W)	20
Transmitter output power (dBW)	13/01
(dB) Total transmission line loss	Negligible
(dBi) Ground antenna gain	10.5
EIRP (dBw)	28.7
Uplink	
Antenna pointing loss (dB)	0/26
Antenna pointing error (dB)	0/06
Free-space path loss (dB)	139/2
Atmospheric loss (dB)	2/1
Ionospheric loss (dB)	0/7
Rain attenuation loss (dB)	Negligible
Isotropic signal level (dBW)	-113/57
CubeSat	
Antenna pointing error (dB)	0/27
Antenna gain (dBi)	2/15



شکل ۱۱ - معماری ارتباطی واحد پردازشگر با زیرسیستم‌ها.

Fig. 11. Communication architecture of the processor unit with subsystems.

مخابرات

داده‌های محموله به صورت رشته‌ای از اعداد هستند و نیازی به طراحی باند فرکانسی یا آنتن اختصاصی برای آن‌ها وجود ندارد. بنابراین می‌توان با استفاده از یک آنتن و باند فرکانسی مشترک، هم داده‌های سلامت ماهواره و هم داده‌های محموله را ارسال کرد.

آنتن مخابراتی

بهترین گزینه برای آنتن، آنتن دوقطبی با پلاریزاسیون خطی است که برای لینک‌های بالاسو و پایین‌سو تنظیم شده و وظیفه دریافت و ارسال سیگنال‌ها را بر عهده دارد. این آنتن به دلیل برخورداری از عرض پرتو بیشتر نسبت به آنتن تک‌قطبی و امکان ایجاد پنجره‌های ارتباطی طولانی‌تر انتخاب شده است [۲۱].

کنترل وضعیت ماهواره مکعبی غیرفعال است و احتمال بروز نوسانات کوچک وجود دارد. از آنجا که آنتن دوقطبی همه‌جهته است، در هر

Command system (dB)	34/18
Selected demodulation method	GMSK
Specified bit error rate (BER)	1.00E-5
Demodulator implementation loss (dB)	1
Required telemetry (dB)	9/6
Threshold (dB)	1/6
System link margin (dB)	23/58

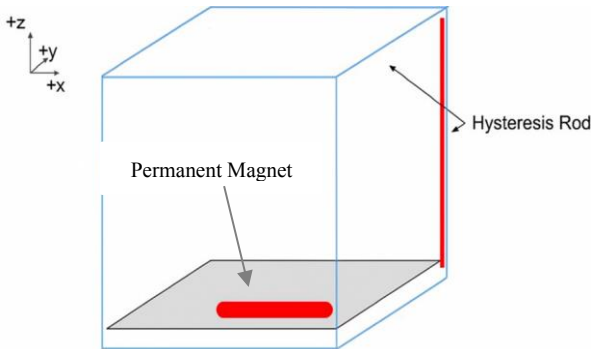
تعیین و کنترل وضعیت

کنترل وضعیت

ماموریت ماهواره مکعبی، اندازه‌گیری تعداد و دمای الکترون‌ها در لایه یونوسفر است. این کار توسط پراب محموله انجام می‌شود که الکترون‌ها را جذب می‌کند. برای انجام این مأموریت نیازی به پوینتینگ و دقت بالا در کنترل وضعیت وجود ندارد. همچنین آنتن‌های مخابراتی به صورت دوقطبی و همه‌جهته طراحی شده‌اند و برای برقراری ارتباط نیز به پوینتینگ نیاز ندارند؛ بنابراین می‌توان از روش کنترل غیرفعال استفاده کرد. این روش علاوه بر کاهش هزینه و پیچیدگی، قابلیت اطمینان بالاتری را فراهم می‌کند.

با توجه به ماهیت مأموریت، بهترین گزینه برای کنترل غیرفعال، روش کنترل مغناطیسی غیرفعال است که از دو عنصر اصلی با رفتارهای متفاوت تشکیل شده است: یک آهنربای میله‌ای سخت از نظر مغناطیسی، و دو میله هیستریز نرم از نظر مغناطیسی که به صورت عمود بر هم قرار گرفته‌اند. این اجزا در شکل ۱۲ نشان داده شده‌اند.

آهنربای میله‌ای با قرارگیری در میدان مغناطیسی زمین، مطابق محاسبات انجام‌شده، ماهواره را در دو محور تثبیت می‌کند. با این حال، چرخش حول محور سوم همچنان باقی می‌ماند؛ از این رو، از میله‌های هیستریز برای کاهش سرعت این چرخش استفاده می‌شود.



شکل ۱۲- شکل جانمایی تعیین و کنترل وضعیت در ماهواره مکعبی.

Fig. 12. Positioning diagram for determining and controlling the status in Cubesat.

Total transmission line loss (dB)	Negligible
Effective noise temperature (K)	283/22
Antenna figure of merit, G/T (dB/K)	-22/37
Carrier-to-noise density, C/N0 (dB-Hz)	92/39
Required data rate (dB-Hz)	39/49
Command system (dB)	59/91
Selected demodulation method	GMSK
Specified bit error rate (BER)	1.00E-5
Demodulator implementation loss (dB)	1
Required telemetry system (dB)	9/6
Required telemetry system (dB)	10/6
System link margin (dB)	42/31

جدول ۱۲- جدول محاسبه بودجه لینک در مسیر بالاسو.

Table 12. Downlink budget calculation table.

Cubesat	
Frequency (MHz)	432-438
Transmitter output power (W)	1/5
Transmitter output power (dBW)	1/76
Total transmission line loss (dB)	Negligible
Ground antenna gain (dBi)	2/15
EIRP (dBw)	3/91
Downlink	
Antenna pointing error (dB)	0/1
Antenna polarization loss (dB)	0/6
Free-space path loss (dB)	148/74
Atmospheric loss (dB)	2/1
Ionospheric loss (dB)	0/4
Rain attenuation (dB)	Negligible
Rain attenuation (dB)	-147/59
Ground station	
Antenna pointing error (dB)	0/05
Antenna gain (dBi)	15/75
Total transmission line loss (dB)	Negligible
Effective noise temperature (K)	20/57
Antenna figure of merit, G/T (dB/K)	-7/39
Carrier-to-noise density, C/N0 (dB-Hz)	73/67
Required data rate (dB-Hz)	39/49

برای ماهواره مکعبی یک واحدی برابر با $۵۳۳*۹۸$ میلی‌متر است و توان تولیدی متوسط آن بین ۲ تا $۲/۷$ وات می‌باشد [۲۳].

جدول ۱۳- بودجه بندی توان مصرفی در هر مود.

Table 13. Power consumption budgeting in each mode.

Operational mode	Power consumption(w)
Launch and orbital deployment	1.5
Payload operation	2.1
Standby mode	1.5
Decommission mode	1.1
Sun safe mode	1

با توجه به جدول ۱۳ و توان تولیدی پنل‌ها، در زمان انجام عملیات، پنل‌ها قادر به تأمین کامل انرژی مورد نیاز هستند. در سایر زمان‌ها، باتری‌ها می‌توانند شارژ شوند تا انرژی لازم در هنگام قرارگیری ماهواره مکعبی در سایه تأمین گردد. در جدول ۱۴ هم توان مصرفی زیرسیستم‌ها قرار گرفته است.

جدول ۱۴- بودجه بندی توان مصرفی زیرسیستم‌ها.

Table 14. Subsystem power budgeting.

Subsystems	Power consumption (w)
ADCS	0.3
Payload	0.9
Communications	0.2
OBC	0.2

طراحی باتری

هنگامی که ماهواره مکعبی در سایه قرار می‌گیرد، نیازی به انجام عملیات مأموریتی ندارد و تنها باید باتری، کامپیوتر، برد توان و برد مخابرات فعال باقی بمانند. بر اساس جدول ۳ مربوط به بودجه‌بندی توان، انرژی لازم برای این حالت برابر با $۰/۶$ وات است که باید توسط باتری تأمین شود. با توجه به جدول ۶، بیشترین مدت زمان قرارگیری در سایه ۲۱۶۴ ثانیه است؛ بنابراین باتری‌ها باید قادر باشند $۰/۶$ وات توان را در این مدت زمان فراهم کنند.

تنظیم و کنترل توان

در سیستم MPPT، به‌منظور جذب حداکثر توان ممکن از خورشید و حفظ ولتاژ باس هنگام شارژ باتری، از الگوریتم‌های خاصی استفاده می‌شود. این سیستم بین پنل خورشیدی و باتری قرار دارد و در این

مدت‌زمان تثبیت ماهواره به‌میزان سرعت اولیه پس از استقرار وابسته است؛ به‌طور معمول، حدود دو روز طول می‌کشد تا دو محوری که توسط آهنربای میله‌ای کنترل می‌شوند تثبیت گردند و کاهش کامل سرعت چرخش توسط میله‌های هیستریزیس ممکن است تا هشت روز دیگر ادامه یابد [۲۲].

با توجه به اینکه چرخش حول محور Z انجام می‌شود، پنل‌های خورشیدی در چهار طرف ماهواره مکعبی نصب می‌شوند تا در هر شرایطی تولید انرژی الکتریکی متوقف نشود. خطای این نوع کنترل حدود ۱۵ درجه است که طبق هماهنگی‌های انجام شده با سایر زیرسیستم‌ها، مشکلی در عملکرد ایجاد نمی‌کند.

تعیین وضعیت و موقعیت

با توجه به غیرفعال بودن کنترل وضعیت ماهواره، نیازی به تعیین وضعیت دقیق وجود ندارد و صرفاً برای تعیین موقعیت می‌توان از سنسور ژيروسکوپ و مغناطیس‌سنج استفاده کرد و بر اساس داده‌های آن‌ها الگوریتم تعیین موقعیت را پیاده‌سازی نمود؛ در صورت نیاز، این داده‌ها امکان تعیین وضعیت را نیز فراهم می‌کنند. استفاده از کامپیوتر A3200 که در بخش واحد پردازشی به‌عنوان کامپیوتر انتخاب شد، با بهره‌گیری از ژيروسکوپ و مغناطیس‌سنج داخلی خود، قابلیت انجام این اندازه‌گیری‌ها و محاسبات موقعیت و وضعیت را دارد.

توان الکتریکی

طراحی پنل

برای طراحی، لازم است با توجه به جدول بودجه‌بندی توان الکتریکی که توسط مهندسی سیستم ارائه شده است، توان الکتریکی مورد نیاز در هر مود عملیاتی محاسبه شود. سپس با در نظر گرفتن نیاز هر زیرسیستم در هر مود، توان الکتریکی مورد نیاز تأمین گردد. در جدول ۱۳، توان مصرفی برای مودهای عملیاتی آورده شده است.

با توجه به طراحی انجام‌شده در مهندسی سیستم، امکان نصب پنل خورشیدی بر روی چهار وجه $X \pm$ و $Y \pm$ وجود دارد. بر اساس نتایج محاسبات مکانیک مدار و کنترل وضعیت غیرفعال، ماهواره مکعبی حول محور Z دچار چرخش و جابه‌جایی می‌شود. به این ترتیب، وجوه روبه‌خورشید در طول زمان تغییر کرده و ممکن است وجه مقابل جایگزین آن شود. با در نظر گرفتن وجوه مجهز به پنل خورشیدی، در هر لحظه یا یک پنل به‌صورت مستقیم رو به خورشید قرار می‌گیرد، یا دو پنل با زوایای کمتر (به‌عنوان مثال یکی با زاویه ۷۰ درجه و دیگری با زاویه ۲۰ درجه) نسبت به خورشید قرار خواهند داشت.

برای تأمین توان الکتریکی، باید حالتی را در نظر گرفت که یک وجه با بیشترین زاویه تابش رو به خورشید باشد. ابعاد پنل خورشیدی

۱۵ قابل مشاهده می‌باشد، و در پیوست نقشه ابعادی آن آورده شده است.

جدول ۱۵- بودجه‌بندی حجمی ماهواره.

Table 15. Satellite Volume Budgeting.

Subsystems	Volume (cm ³)
ADCS	74/606
Payload	106.58
Communications	90/593
OBC	74/606
Power	127/896
Structure	107/6
Total	581/881

نتایج تحلیل ارتعاشات مودال در نرم افزار آباکوس

بیشترین مقادیر فرکانس ارتعاشی مشاهده شده در اکثر ماهواره‌ها بین ۷۰ تا ۱۰۰ هرتز است. برای جلوگیری از وقوع تشدید، فرکانس‌های طبیعی سازه در مودهای مختلف باید از این محدوده فاصله داشته باشند. بر اساس تحلیل انجام‌شده در نرم‌افزار آباکوس، فرکانس‌های طبیعی سازه ماهواره بالاتر از ۱۰۰ هرتز و با فاصله مناسبی قرار دارند و دارای قابلیت اطمینان حداقل ۶/۲۵ می‌باشند؛ بنابراین سازه در معرض پدیده تشدید قرار نخواهد گرفت. در جدول ۱۶ مودهای ارتعاش طبیعی سازه ماهواره آورده شده است.

جدول ۱۶- مودهای ارتعاش طبیعی سازه ماهواره.

Table 16. Natural vibration modes of the satellite.

Mode number	Natural frequency (Hz)
1	625/86
2	625/91
3	806/15
4	910/44

نتایج تحلیل ارتعاشات تصادفی در نرم‌افزار آباکوس

بر اساس تحلیل‌های انجام‌شده در نرم‌افزار آباکوس، بیشینه تغییر شکل سازه برابر با ۰/۰۰۱ میلی‌متر است که طبق استانداردهای تعریف شده قابل قبول می‌باشد. در جدول ۱۷ بارهای وارده بر سازه بر اساس استاندارد NASA GEVS آورده شده است و در شکل ۱۴ و ۱۵ تغییر شکل سازه و تنش سازه در اثر ارتعاشات تصادفی نشان داده شده است

ماهواره مکعبی نیز از آن بهره‌گرفته شده است [۲۳].

توزیع توان

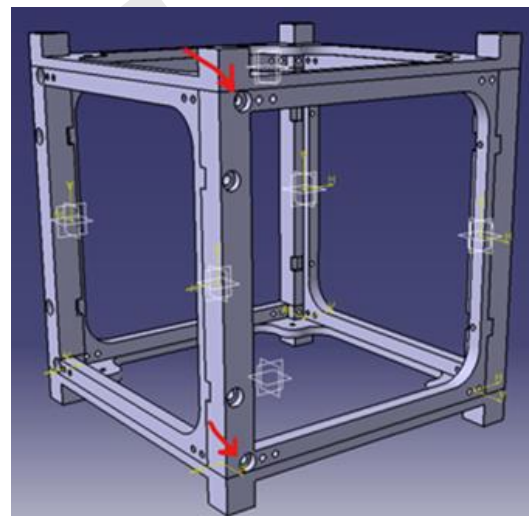
در سیستم توزیع توان، معماری متمرکز انتخاب شده است. در این معماری، توان ابتدا به یک باس ولتاژ تحویل داده شده و سپس بین تمام زیرسیستم‌ها توزیع می‌شود. مزیت اصلی این روش، کاهش تعداد رگولاتورها است، زیرا یک رگولاتور می‌تواند ولتاژ تنظیم‌شده یکسانی را به چندین زیرسیستم ارائه دهد. [۲۳].

تبدیل ولتاژ

مبدل سوئیچینگ قادر است ولتاژ را به یک مقدار ثابت و قابل تنظیم افزایش یا کاهش دهد. سه نوع اصلی مبدل سوئیچینگ شامل باک (کاهنده)، بوست (افزاینده) و باک-بوست هستند که در این ماهواره مکعبی از آن‌ها استفاده خواهد شد [۲۳].

سازه

سازه این ماهواره برای افزایش استحکام و جلوگیری از آسیب ناشی از ارتعاشات، از سه بخش اصلی تشکیل شده است که در شکل ۱۳ نشان داده شده‌اند.



شکل ۱۳- سازه مدل شده ماهواره مکعبی.

Fig. 13. Modeled structure of a cubesat.

مهم‌ترین ارتعاشات ماهواره در دو مرحله رخ می‌دهد: هنگام غلبه بر جاذبه زمین و پرتاب، و همچنین در حین حرکت ماهواره در مدار. برای تحلیل ارتعاشات طبیعی، مودال و تصادفی، از نرم‌افزار آباکوس استفاده شده است و نتایج آن قابل بررسی می‌باشند [۲۴].

سازه ماهواره مکعبی طبق ابعاد استاندارد طراحی شده است لذا مقادیر محاسبه شده از حجم حداکثر مجاز کمتر بوده و در جدول

کنترل حرارت

در این ماهواره مکعبی از سیستم کنترل حرارت غیرفعال استفاده می‌شود. برای این منظور، از آلومینیوم آنودایز شده و پتوهای آلومینیومی به‌عنوان عایق حرارتی بهره گرفته شده است. بر اساس تحلیل‌های انجام شده در نرم‌افزار آباکوس، بیشینه دمای داخل ماهواره برابر با ۳۳/۱۱ درجه سانتی‌گراد است که در محدوده دمایی مجاز زیرسیستم‌ها قرار دارد.

نتیجه‌گیری

در این مقاله، طراحی اولیه یک ماهواره مکعبی یک واحدی با مأموریت پیش‌بینی زلزله ارائه شد. در بخش اول، مقدمه شامل تعریف مأموریت، الزامات، اهداف و معماری مأموریت مطرح گردید. بخش دوم به مهندسی سیستم اختصاص داشت که شامل جانمایی زیرسیستم‌ها و قطعات، مدل کلی ماهواره، مودهای عملیاتی و بودجه‌بندی توان، جرم و هزینه‌ها بود. در بخش سوم، طراحی محموله بر اساس تعریف مأموریت انجام شد و در بخش چهارم، طراحی زیرسیستم‌ها بر اساس طراحی محموله، تعریف مأموریت، بودجه‌بندی و مودهای سیستمی ارائه گردید.

همان‌طور که بررسی شد، در پژوهش‌ها و مقالات متعدد، روش‌های مبتنی بر اندازه‌گیری دما و چگالی الکترون در لایه‌های یونوسفری به‌عنوان یکی از رویکردهای اصلی در مطالعه پدیده‌های پیش‌زلزله‌ای به‌کار گرفته شده‌اند. نتایج این مطالعات نشان داده است که تغییرات الکترونی می‌توانند شاخص‌های ارزشمندی در ارتباط با وقوع زلزله باشند و در بسیاری از موارد، نتایج مثبت و نسبتاً دقیقی به‌دست آمده است. با این حال، این روش به‌تنهایی کامل‌ترین رویکرد برای پیش‌بینی زلزله محسوب نمی‌شود، از این رو، می‌توان چنین نتیجه گرفت که مسیر آینده پژوهش در این حوزه، بهره‌گیری از ترکیب چندین نوع داده است تا با هم‌افزایی اطلاعات، دقت و اطمینان پیش‌بینی زلزله افزایش یابد.

در مطالعات آینده، برنامه‌ریزی‌هایی برای طراحی یک نانو ماهواره سه‌واحدی با هدف پیش‌بینی زلزله صورت گرفته است. این طرح شامل سه محموله علمی است: پراب تنپ (برای اندازه‌گیری چگالی و دمای الکترون در یونوسفر)، یک دوربین جهت پایش تغییرات پوسته زمین، و دوربینی دیگر برای اندازه‌گیری دمای سطح زمین. ترکیب داده‌های حاصل از این سه محموله امکان افزایش دقت در پیش‌بینی زلزله را فراهم می‌سازد و می‌تواند به درک جامع‌تری از فرایندهای پیش‌زلزله‌ای منجر شود.

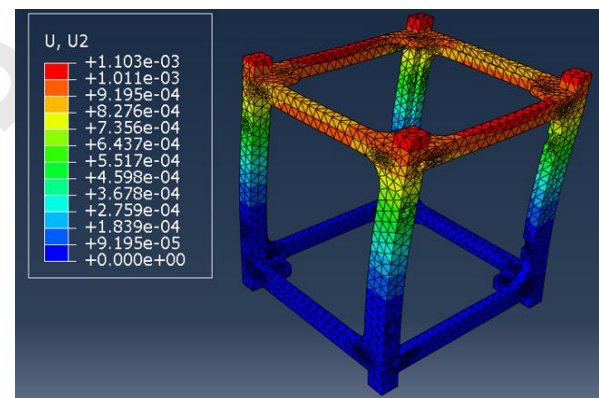
در جدول ۱۸ خلاصه‌ای از نحوه طراحی زیرسیستم‌ها ارائه شده است.

که این تغییرات در شکل ۱۴ بر حسب میلی‌متر و در شکل ۱۵ بر حسب پاسکال می‌باشد. همانگونه که در شکل نشان داده شده است، ماکزیمم تغییر شکل ۰/۰۰۱ میلی‌متر است.

جدول ۱۷ - تحلیل ارتعاشات تصادفی سازه بر اساس استاندارد NASA GEVS.

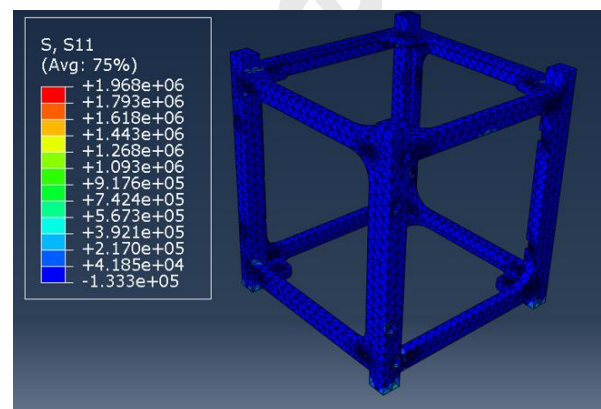
Table 17. Analyzing random structural vibrations based on NASA GEVS standards.

Frequency range (Hz)	ASD(g ² /Hz)
20	0.026
20-50	+6 dB/oct
50-80	0.16
800-2000	-6 dB/oct
2000	0.026



شکل ۱۴ - تغییر شکل سازه بر حسب میلی‌متر.

Fig. 14. Structural deformation in millimeters.



شکل ۱۵ - تنش وارد شده بر سازه بر حسب پاسکال.

Fig. 15. Stress applied to the structure in Pascals.

- [5] N. Olsen, C. Stolle, R. Floberghagen, G. Hulot, and A. Kuvshinov, "Special issue "Swarm science results after 2 years in space", *Earth, Planets and Space*, vol. 68, no. 1, 2016, Art. no. 172, <https://doi.org/10.1186/s40623-016-0546-6>.
- [6] L. Conti, P. Picozza, and A. Sotgiu, "A critical review of ground based observations of earthquake precursors," *Frontiers in Earth Science*, vol. 9, 2021, Art. no. 676766, <https://doi.org/10.3389/feart.2021.676766>.
- [7] C. S. Fish *et al.*, "Design, development, implementation, and on-orbit performance of the dynamic ionosphere CubeSat experiment mission," *Space Science Reviews*, vol. 181, no. 1, pp. 61-120, 2014, <https://doi.org/10.1007/s11214-014-0034-x>.
- [8] M. Long *et al.*, "A cubesat derived design for a unique academic research mission in earthquake signature detection," in *16th Annual/USU Conference on Small Satellites*, 2002, Paper SSC02-IX-6.
- [9] S. Jason, A. da Silva Curriel, M. Sweeting, and S. Pulinets, "Earthquake forecast science research with a small satellite," in *16th Annual/USU Conference on Small Satellites*, 2002, Paper SSC02-IX-5.
- [10] M. Amato, "Pre-Phase A design through MBSE of CUBE mission," M.S. thesis, School of Industrial and Information Engineering, Politecnico Milano 1863, Milano MI, Italy, 2021, (in Italy).
- [11] M. A. A. Latif *et al.*, "Preliminary design of MYSat payload: Electron temperature and density probe (TeNeP) generator circuit," in *7th International Seminar on Aerospace Science and Technology (ISAST)*, Jakarta, Indonesia, 2019, <https://doi.org/10.1063/5.0002322>.
- [12] H. Y. Yen, C. H. Chen, Y. H. Yeh, J. Y. Liu, C. R. Lin, and Y. B. Tsai, "Geomagnetic fluctuations during the 1999 Chi-Chi earthquake in Taiwan," *Earth, Planets and Space*, vol. 56, no. 1, pp. 39-45, 2004, <https://doi.org/10.1186/BF03352489>.
- [13] A. S. M. Thaheer, N. A. Ismail, S. H. M. Yusoff, M. Izmir Yamin, and N. A. Razak, "Mission analysis and design of MYSat: A 1U CubeSat for electron density measurement," in *68th International Astronautical Congress (IAC)*, Adelaide, Australia, 2017, Paper IAC-17-E2-1-x36906.
- [14] Y. W. Hsu and C. Cheng, "Development of TeNeP instrument for nanosatellites," M.S. thesis, Plasma Space Science Center, National Cheng Kung University, Taiwan, 2014.
- [15] D. Piša, M. Parrot, and O. Santolík, "Ionospheric density variations recorded before the 2010 M_w 8.8 earthquake in Chile," *Journal of Geophysical Research: Space Physics*, vol. 116, no. A8, 2011, doi: <https://doi.org/10.1029/2011JA016611>.
- [16] M. Parrot, "Statistical analysis of the ion density measured by the satellite DEMETER in relation

جدول ۱۸ - خلاصه‌ای از نوع طراحی زیرسیستم‌ها و علت طراحی.

Table 18. A summary of the type of subsystem design and the reason for the design.

Subsystems	Design type	Reason
Payload	TeNeP Probe	According to the measurement of electron density and temperature
Mechanical subsystem	Inclination: 55° and Altitude: 400 km	Considering the payload requirements, the choice of launch vehicle, and the geographic location of the launch site
Communications	UHF and VHF antenna	The selection of the antenna type is based on the payload data type and the nanosatellite
ADCS	Passive (Magnetic)	Considering the lack of pointing requirements for the payload and communications
Power	Solar panels and battery	Considering the power budget
Structure	3-piece assembly	For higher structural strength and to prevent damage from vibrations
Thermal control	Passive	No active control is required for the subsystems

تعارض منافع

هیچگونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

مراجع

- [1] K. Hattori, "ULF geomagnetic changes associated with large earthquakes," *Terrestrial Atmospheric and Oceanic Sciences*, vol. 15, no. 3, pp. 329-360, 2004, [https://doi.org/10.3319/TAO.2004.15.3.329\(EP\)](https://doi.org/10.3319/TAO.2004.15.3.329(EP)).
- [2] S. Pulinets and K. Boyarchuk, *Ionospheric Precursors of Earthquakes*, Berlin, Heidelberg: Springer, 2004. <https://doi.org/10.1007/b137616>.
- [3] M. Parrot, "Statistical analysis of automatically detected ion density variations recorded by DEMETER and their relation to seismic activity," *Annals of Geophysics*, vol. 55, no. 1, pp. 149-155, 2012, <https://doi.org/10.4401/ag-5270>.
- [4] J. Huang *et al.*, "Disturbance identification of electric field data observed by the CSES-01 satellite before earthquakes," *Science China Earth Sciences*, vol. 66, no. 8, pp. 1814-1824, 2023, <https://doi.org/10.1007/s11430-022-1048-8>.

- [21] D. Roddy, W. L. Jones, and D. G. Long, *Satellite Communications*, New York, NY, USA: McGraw Hill, 2006.
- [22] S. Carletta *et al.*, "Characterization and testing of the passive magnetic attitude control system for the 3U astrobio CubeSat," *Aerospace*, vol. 9, no. 11, 2022, Art. no. 723, <https://doi.org/10.3390/aerospace9110723>.
- [23] N. A. Ismail, A. S. M. Thaheer, and M. I. Yamin, "Comparative study of MYSat attitude stability effect on power generation and lifetime," in *International Conference on Aerospace and Mechanical Engineering (AeroMech17), IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, Batu Ferringhi, Penang, Malaysia, 2018, <https://doi.org/10.1088/1757-899X/370/1/012018>.
- [24] A. S. M. Thaheer, N. A. Ismail, M. H. H. Amir, and N. A. Razak, "Static and dynamic analysis of different MYSat frame structure," *Journal of Mechanical Engineering and Sciences*, vol. 18, no. 4, pp. 10261-10278, 2024, <https://doi.org/10.15282/jmes.18.4.2024.4.0810>.
- [17] A. S. M. Thaheer and N. A. Ismail, "Orbit design and lifetime analysis of MYSat: A 1U CubeSat for electron-density measurement," in *4th NatGrad Conference*, Unites, Malaysia, 2017.
- [18] D. A. Vallado, *Fundamentals of Astrodynamics and Applications*, "Consolidated Errata 2019" 4th Ed., Microcosm Press, 2013.
- [19] D. E. Holmström, "Software and software architecture for a student satellite," Computer Science, Specialisation Project, TDT4501, Norwegian University of Science and Technology, 2012.
- [20] A. M. Font, "On-board computer software and FlatSat testing for the 3CAT-4 CubeSat mission," B.C. Thesis, Universitat Politècnica de Catalunya, Barcelona, Spain, 2021.

پیوست

در این پیوست نقشه ابعادی نانو ماهواره قرار گرفته است.

