

# CubeSat antenna vibration control using piezoelectric bender considering system requirements

E. Maani<sup>1\*</sup>, E. Zabihian<sup>2</sup>

<sup>1</sup> College of Engineering, University of Tehran, Tehran, Iran

<sup>2</sup> Satellite research institute, Iranian space research center. Tehran, Iran

**ABSTRACT:** Vibration control of satellite antenna is the main concern to good quality data transmission and reduction of mechanical disturbance in attitude maneuvers. This paper is devoted to mathematical modeling and vibration control of cube-sat antenna. To do this aim, piezoelectric sensor and actuator are utilized and mathematical model of antenna by considering piezoelectric actuator as input parameter and antenna tip deflection as the output parameter. By performing experimental tests, system unknown parameters as damping ratio and natural frequency are obtained based on FFT analysis and the least square method. To control the antenna vibration, its mathematical model is obtained by considering piezoelectric voltage as an input and antenna tip deflection as an output. Herein, due to limitation on the power subsystem, it is not possible to apply continuous voltages and only 100V voltage is available which complicates the control task. Three different control algorithms are proposed for antenna control and compared together. The results show that the proposed control strategies are efficient and can reduce the control time from 10 to about 1 second. The appearing parameters in the selected control algorithm are optimized using genetic algorithm. The presented results in this paper are useful for the design and control of antenna and also for the accurate design of satellite control subsystem.

## Review History:

Received: Dec. 07, 2019

Revised: Nov. 20, 2020

Accepted: Nov. 20, 2020

Available Online: Mar. 05, 2021

## Keywords:

Satellite antenna

Piezoelectric

Control algorithm

Genetic algorithm

## 1- Introduction

Today, communication satellites play an important role in different technologies and people's daily life. There are different subsystems in the satellite as structure, attitude control, thermal control, onboard computer, and communication [1]. Satellites use different types of antenna to communicate with Ground Station (GS) and the antenna should be pointed to the GS for an accurate transmission of data [2]. Different disturbance torques and forces in the spaces lead to satellite and antenna vibration which reduces the efficiency of data communication [3] that should be controlled for reliable data transmission. Piezoelectric actuators have been used in satellites for different aims [4-6].

In this paper, a piezoelectric actuator will be utilized to control the vibration of a satellite antenna. Herein, CubeSat antenna will be modeled as a Clamped-Clamped beam with a piezoelectric sensor and actuator. Although different studies were devoted to controlling the beam using piezoelectric [7,8], they cannot be utilized to satellite antenna control due to the limitation of available voltage levels in satellite. There are several voltage buses in the satellite and the designed controller cannot apply continuous voltage to piezoelectric which adds complexity to the control process. This paper is devoted to the control of satellite antenna by considering above mentioned limitation of control voltage and this is the main novelty of this study.

## 2- Problem Statement

Fig. 1 shows the antenna of CubeSat.

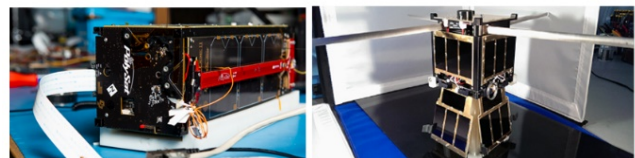


Fig. 1. CubeSat antenna

In this paper, the satellite antenna is modeled as a clamped-clamped beam as shown in Fig. 2.

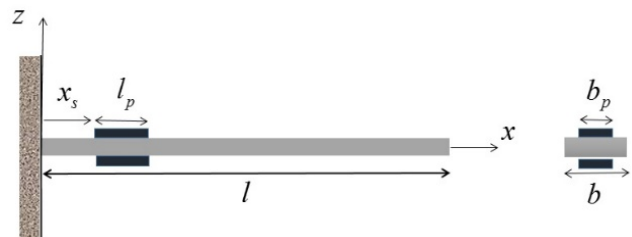


Fig. 2. Clamped-Clamped beam with piezoelectric sensor and actuator

\*Corresponding author's email: e.maani@ut.ac.ir

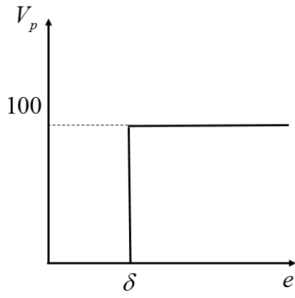


Fig. 3. Control algorithm (method 1)

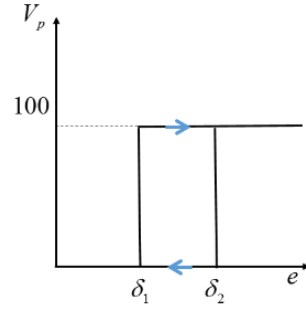


Fig. 4. Control algorithm

The equation of antenna motion can be written as a fourth-order partial differential equation which can be converted to an ordinary differential equation using the Galerkin method as Eq. (1).

$$\ddot{u} + 2\zeta\omega_n\dot{u} + \omega_n^2u = k_pV_p(t) \quad (1)$$

In this equation,  $\omega_n$ ,  $\zeta$  and  $k_p$  depends on antenna geometrical and physical parameters and  $V_p$  is the applied voltage to the piezoelectric actuator.

### 3- Control Algorithm

By applying the PID controller to this system as method 1, it is shown that the antenna vibration is controlled but it is not practical because of the limitation of the applied voltage to  $\pm 100$  V. To control the vibration of the antenna following control algorithm is proposed as the method 2:

In this algorithm  $e$  is the beam end velocity error and  $\delta$  is threshold. The last proposed algorithm is as follows:

This control algorithm can be written as following mathematical model:

$$V_p = \begin{cases} -100 & \dot{u} \geq \delta_2 \\ -100 & \delta_1 \leq \dot{u} \leq \delta_2 \text{ \& } \ddot{u} \geq 0 \\ 0 & \delta_1 \leq \dot{u} \leq \delta_2 \text{ \& } \ddot{u} \leq 0 \\ 0 & |\dot{u}| < \delta_1 \\ 0 & -\delta_2 \leq \dot{u} \leq -\delta_1 \text{ \& } \ddot{u} \geq 0 \\ 100 & -\delta_2 \leq \dot{u} \leq -\delta_1 \text{ \& } \ddot{u} \leq 0 \\ 100 & \dot{u} \leq -\delta_2 \end{cases} \quad (2)$$

In this algorithm  $e$  is the beam end velocity error and  $\delta_1$  and  $\delta_2$  are two thresholds that should be determined to reach the optimal solution. Because of the importance of energy in satellite mission, the objective function is defined as a linear combination of settling time and total energy consumption as follows:

$$f(\delta_1, \delta_2) = W_1T_s + W_2E \quad (3)$$

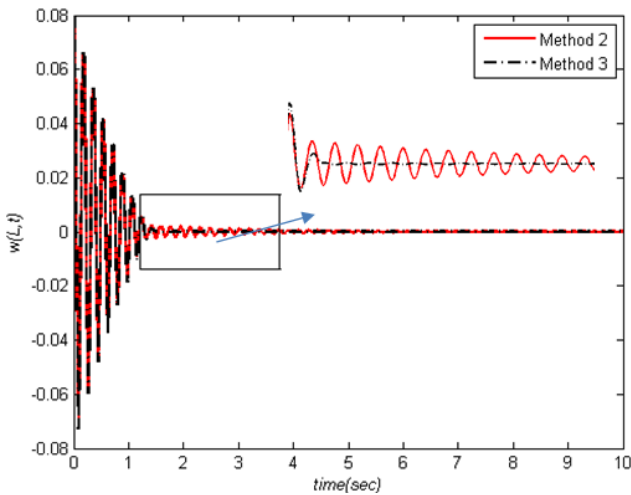


Fig. 5. Antenna vibration based on two proposed method

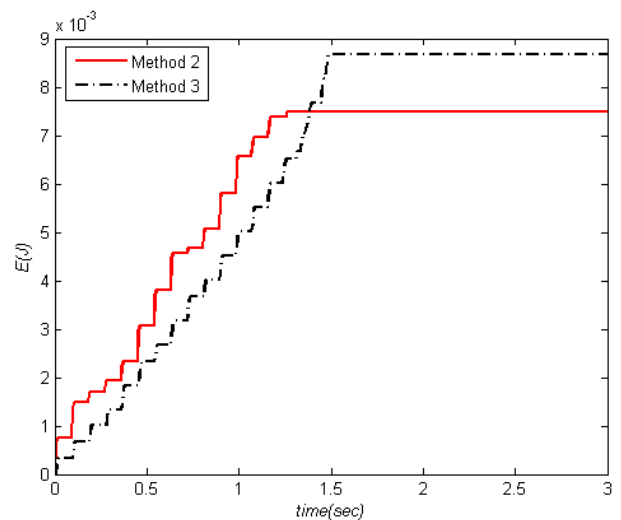


Fig. 6. Energy consumption of two proposed methods

#### 4- 4. Results and Discussion

Fig. 5 shows the vibration of the antenna based on two proposed methods. As seen in this figure the efficiency of method 3 is more than method 2.

Fig. 6 compares the energy consumption of two proposed methods.

#### 5- Conclusions

In this paper, control of cube sat antenna by considering the limitation of the applied voltage to the piezoelectric actuator is proposed based on different algorithms and the results are compared. The appearing parameters in control strategies are optimized using genetic algorithm. The results show that the proposed control strategies are efficient and can reduce the control time from 10 to about 1 second. The presented results in this paper are useful for the design and control of antenna and also for the accurate design of satellite control subsystem.

#### References

- [1] L.-L. Fu, A. Cazenave, Satellite altimetry and earth sciences: a handbook of techniques and applications, Elsevier, 2000.
- [2] S. Gao, K. Clark, M. Unwin, J. Zackrisson, W. Shiroma, J. Akagi, K. Maynard, P. Garner, L. Boccia, G. Amendola, Antennas for modern small satellites, IEEE Antennas and Propagation Magazine, 51(4) (2009) 40-56.
- [3] G.B. Maganti, S.N. Singh, Simplified adaptive control of an orbiting flexible spacecraft, Acta Astronautica, 61(7-8) (2007) 575-589.
- [4] S. Kayastha, O. Tekinalp, K. Ozgoren, Quaternion based state dependent ricatti equation control of a satellite camera on piezoelectric actuators, in: AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2010, pp. 8378.
- [5] C. Vasques, J.D. Rodrigues, Active vibration control of smart piezoelectric beams: comparison of classical and optimal feedback control strategies, Computers & structures, 84(22-23) (2006) 1402-1414.
- [6] M. Makhtoumi, Active Vibration Control of Launch Vehicle on Satellite Using Piezoelectric Stack Actuator, arXiv preprint arXiv:1903.07396, (2018).
- [7] M. Naderi, A. Ariaei, Repair of Free Vibration Behavior of a Cracked Rotating Timoshenko Beam Using a Piezoelectric Patch and Applying Differential Transform Method, Amirkabir Journal of Mechanical Engineering, 51(1) (2019) 97-108.
- [8] T. Malzer, H. Rams, M. Schöberl, Energy-Based In-Domain Control of a Piezo-Actuated Euler-Bernoulli Beam, IFAC-PapersOnLine, 52(2) (2019) 144-149.

#### HOW TO CITE THIS ARTICLE

E. Maani, E. Zabihian, CubeSat antenna vibration control using piezoelectric bender considering system requirements, Amirkabir J. Mech. Eng., 53(4) (2021) 527-530

DOI: [10.22060/mej.2021.17464.6604](https://doi.org/10.22060/mej.2021.17464.6604)







## کنترل ارتعاشات آنتن تیغه‌ای ماهواره مکعبی با استفاده از عملگر پیزوالکتریک با در نظر گرفتن محدودیت‌های سیستمی

احسان معانی<sup>۱\*</sup>، احسان ذبیحیان<sup>۲</sup>

۱- دانشکده فنی، دانشگاه تهران، تهران، ایران

۲- پژوهشگاه فضایی ایران، پژوهشکده سامانه‌های ماهواره، تهران، ایران

### تاریخچه داوری:

دریافت: ۱۳۹۸/۰۹/۱۶

بازنگری: ۱۳۹۹/۰۸/۳۰

پذیرش: ۱۳۹۹/۰۸/۳۰

ارائه آنلاین: ۱۳۹۹/۱۲/۱۵

### کلمات کلیدی:

آنتن ماهواره

پیزوالکتریک

الگوریتم کنترلی

بهینه‌سازی

الگوریتم ژنتیک

**خلاصه:** کنترل ارتعاشات آنتن ماهواره برای انتقال درست اطلاعات و همچنین حذف اغتشاشات مکانیکی وارد شده به ماهواره در حین کنترل وضعیت ضروری می‌باشد. در این مقاله به کنترل ارتعاشات آنتن تیغه‌ای ماهواره مکعبی با اعمال محدودیت‌های سیستمی پرداخته می‌شود. برای این منظور از سنسور و عملگر پیزوالکتریک استفاده شده و مدل ریاضی حاکم بر دینامیک آنتن استخراج می‌شود. برای استخراج معادلات از مدل تیر اویلر برنولی و روش جداسازی گلرکین استفاده می‌شود. پارامترهای میرایی و فرکانس طبیعی آنتن با تست ارتعاشات آزاد محاسبه می‌شود تا مدل دقیقی از سیستم به دست آید. با توجه به محدودیت‌های زیرسیستم توان الکتریکی ماهواره، امکان اعمال ولتاژ پیوسته به پیزوالکتریک وجود نداشته و فقط امکان تغییر ولتاژ باس اصلی ماهواره با استفاده از برد سوئیچینگ (افزاینده) و اعمال ولتاژهای مثبت و منفی صد ولت به پیزوالکتریک وجود دارد که پیچیدگی‌هایی را به مسئله کنترلی وارد می‌کند. در این مقاله سه الگوریتم کنترلی مختلف ارائه شده و پارامترهای آن‌ها بهینه شده‌اند. برای بهینه‌سازی پارامترها از روش بهینه‌سازی الگوریتم ژنتیک استفاده می‌شود. سه استراتژی کنترلی ارائه شده از نظر میزان مصرف انرژی و کیفیت کنترلی مقایسه شده و نتایج نشان می‌دهد روش کنترلی سوم از نظر مصرف انرژی بهینه بوده و زمان میراشدن ارتعاشات آنتن را به صورت قابل توجه کاهش می‌دهد.

### ۱- مقدمه

منتقل شود. این داده‌ها به دو دسته‌ی داده‌های تله‌متری و ماموریتی تقسیم می‌شوند و همچنین به تعداد لازم است فرمان‌هایی از ایستگاه زمینی به ماهواره منتقل شود که داده‌های تله‌کامند نامیده می‌شود. همچنین در برخی ماموریت‌ها ممکن است لینک‌های دیگری برقرار گردد و اطلاعاتی از ماهواره‌های دیگر، هواپیماها و کشتی‌ها به ماهواره انتقال پیدا کند. اکثر ماهواره‌ها برای تبادل اطلاعات مجهز به سیستم مخابراتی و آنتن می‌باشند [۲]. طراحی سیستم مخابراتی با توجه به مدار ماهواره، نیاز ماموریتی (نرخ ارسال داده)، زاویه دید بین ماهواره و گیرنده (ایستگاه زمینی و گیرنده‌های دیگر)، بحث‌های امنیتی و مقررات بین‌المللی مخابراتی (ITU) و همچنین الزامات سیستمی ماهواره با در نظر گرفتن بودجه‌های جرمی و توانی انجام می‌شود [۳]. [۴] باندهای S، UHF، VHF، X، L و KU فرکانس‌های معمول انتقال

در دنیای امروز، ماهواره‌ها نقش به‌سزایی در زندگی بشر و نیازمندی‌های روزمره ایفا می‌نمایند. تصویربرداری و سنجش از راه دور، ارتباطات رادیویی و مخابراتی، ناوبری، تحقیقات آزمایشگاهی فضایی و کاربردهایی از این قبیل معمولاً توسط ماهواره‌ها انجام می‌شود. در یک ماهواره، زیرسیستم‌های مختلفی در کنار یکدیگر فعالیت نموده تا یک ماموریت فضایی به‌درستی انجام شود. زیرسامانه‌های سازه- مکانیزم، تعیین و کنترل وضعیت، مخابرات، پردازش، کنترل حرارت و توان الکتریکی از جمله زیرسامانه‌های متداول ماهواره می‌باشند که وظیفه پشتیبانی از محموله‌ی آن را بر عهده دارند [۱]. در طول عمر عملکردی ماهواره لازم است اطلاعات از ماهواره به ایستگاه زمینی

\* نویسنده عهده‌دار مکاتبات: e.maani@ut.ac.ir



به عنوان نمونه یگانه و همکاران با مدل‌سازی بال یک پهباد به صورت یک تیر یک‌سر درگیر، برداشت انرژی از آن با استفاده از پیزوالکتریک را بررسی کردند. آن‌ها هم‌چنین اثر پارامترهای مختلف پیزوالکتریک و بال را بر روی میزان انرژی جذب شده بررسی کردند [۱۱]. در مرجع [۱۲] به استفاده از عملگرهای پیزوالکتریک در ماهواره پرداخته شد. در این مطالعه، از عملگرهای پیزوالکتریک برای کنترل ارتعاشات پنل‌های ساندویچی ماهواره استفاده شد. این مطالعه فقط شامل مطالعه عددی با استفاده از روش اجزا محدود بود. ماهواره مورد مطالعه در این پژوهش نیز ماهواره مخابراتی ARTEMIS بود که از پیزوالکتریک‌ها برای کنترل ارتعاشات ضلع ندر ماهواره استفاده شد. در این مطالعه محل بهینه عملگرهای پیزوالکتریک طوری طراحی گردید که بیشترین راندمان کنترلی حاصل شود. نتایج به دست آمده نشان داد ضرایب میرایی معادل تا حدود دو برابر افزایش می‌یابد.

در سال ۱۹۹۷ از سنسورها و عملگرهای پیزوالکتریک برای اصلاح و برطرف کردن تغییر شکل‌های سطح آنتن‌های ماهواره استفاده گردید [۱۳]. در این مقاله از روش اجزا محدود برای مدل‌سازی دینامیک صفحه آنتن استفاده شد. از آن‌جا که به خاطر اغتشاشات مکانیکی و حرارتی موجود در مدار کاری ماهواره، ممکن است سطح آنتن ماهواره دچار تغییر شکل شود، با اعمال ولتاژ بهینه به عملگرهای پیزوالکتریک، سعی بر برطرف کردن تغییرهای شکل آنتن می‌باشد. در سال ۲۰۱۰ از عملگر پیزو برای کنترل ارتعاشات دوربین ماهواره استفاده شد [۱۴]. در این مقاله دوربین و بدنه ماهواره به عنوان دو جسم مستقل که با پیزواستک به هم متصل هستند در نظر گرفته شد و از شبیه‌سازی عددی برای بررسی کنترل دوربین ماهواره استفاده شد. در مرجع [۱۵] به صورت عددی به بررسی و امکان‌سنجی کنترل ارتعاشات پنل‌های خورشیدی ماهواره پرداخته شد. در این مقاله از عملگرهای پیزوالکتریک و روش کنترلی بهینه استفاده شده و نشان داده شد که این استراتژی قابلیت کنترل ارتعاشات پنل‌های خورشیدی ماهواره را دارد. در مرجع [۱۶] از پیزوالکتریک برای کنترل ارتعاشات آنتن سهموی ماهواره استفاده گردید. در این مقاله از الگوریتم ژنتیک برای تعیین نقاط بهینه پیزوها روی آنتن استفاده شد. بررسی‌های انجام شده نشان داد کنترل فعال ارتعاشات آنتن باعث نصف شدن زمان ارتعاش آن می‌شود. در سال ۲۰۱۳، الجنوبی و همکاران به

اطلاعات ماهواره‌ای می‌باشند [۵]. با توجه به فرکانس کاری آنتن ماهواره، لازم است صفحه آنتن مورد نظر ماهواره با دقت زاویه‌ای مشخص شده‌ای به سمت زمین نشانه‌روی شود. این مسئولیت در ماهواره بر عهده زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت می‌باشد [۶]. کنترل وضعیت ماهواره که به علت وجود اغتشاشات مختلف در حال انجام است باعث تحریک آنتن‌ها و ارتعاش آن‌ها می‌شود که معمولاً دارای میرایی کم بوده و ارتعاشات آن‌ها در دوره طولانی از زمان رخ می‌دهد. علاوه بر آنتن، ماهواره‌ها دارای قطعات انعطاف‌پذیر دیگری نیز می‌باشند. به عنوان نمونه بوم‌گردایان جاذبه و آرایه‌های خورشیدی، اکثراً به عنوان المان‌های بازشونده به ماهواره متصل می‌شوند و بعد از جدایش ماهواره از ماهواره‌بر با استفاده از مکانیزم‌هایی مانند چاقوی حرارتی، باز می‌شوند [۷]. هنگام مانورهای وضعیت ماهواره با استفاده از عملگرهای چرخ عکس‌عملی یا تراسترها، این المان‌ها دچار ارتعاش شده و باعث اعمال گشتاور اغتشاشی به ماهواره می‌شوند. علاوه بر آن ارتعاشات اعمال شده به این اجزا ممکن است باعث ایجاد شکست مکانیکی در آن‌ها شود و در مورد آنتن‌های مخابراتی باعث اختلال در سیستم کاری آن‌ها شود. دینگ و همکاران تاثیر ارتعاشات ماهواره بر قدرت سیگنال انتقال شده توسط آنتن را بررسی کرده و به این نتیجه رسیدند که با افزایش ارتعاشات پلتفرم ماهواره، سیگنال انتقالی توسط آنتن بسیار تضعیف می‌شود [۸]. بنابراین لازم است برای دقت بالا، ارتعاشات آنتن ماهواره کنترل شود که مطالعاتی تا کنون در این زمینه صورت گرفته است. برخی مطالعات انجام شده سعی بر کنترل ماهواره با وجود ارتعاشات قطعات انعطاف‌پذیر دارند. به عنوان نمونه در سال ۲۰۱۷، در مرجع [۹]، کنترل و نشانه‌روی آنتن سنگین ماهواره با وجود عدم قطعیت مورد بررسی قرار گرفت. در حال حاضر از چندین نوع مواد هوشمند برای ساخت سنسورها و عملگرها استفاده می‌شود. یکی از پرکاربردترین مواد هوشمند مبدل‌های پیزوالکتریک می‌باشند. این مبدل‌ها دارای خاصیت الکترومکانیکی بوده و تحت میدان الکتریکی دچار کرنش شده و با قرار گرفتن تحت کرنش، اختلاف پتانسیل الکتریکی ایجاد می‌کنند. این مواد به خاطر وزن کم، پاسخ بسیار سریع و مصرف انرژی پایین کاربرد بسیار زیادی در کنترل فعال ارتعاشات دارند [۱۰]. هم‌چنین از خاصیت معکوس آن‌ها در برداشت انرژی در محیط‌های دارای ارتعاش استفاده می‌شود.

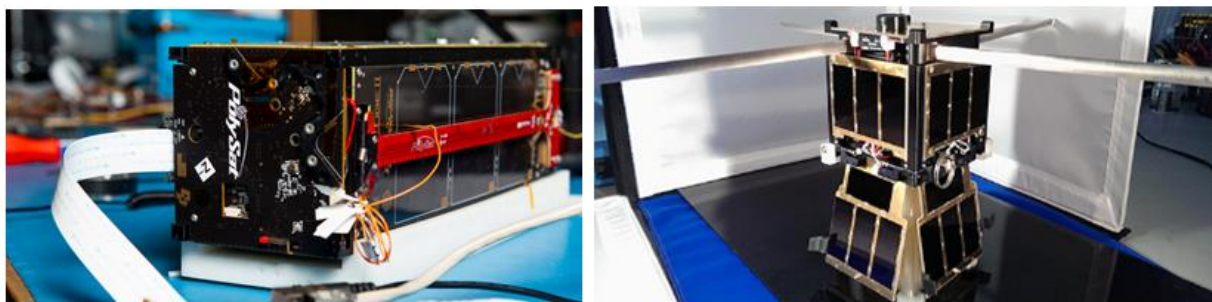
کنترل ارتعاشات تیر تیموشینکو با استفاده از عملگر پیزوالکتریک پرداخته شد و الگوریتم کنترلی با هدف کمینه کردن ولتاژ ورودی به پیزوالکتریک طراحی گردید. اصغری و همکاران با ترکیب کنترلر مقاوم مود لغزشی به همراه رولتگر مود لغزشی برای کنترل موقعیت دقیق عملگر پیزوالکتریک استفاده کردند [۲۳]. تغییر شکل استاتیکی تیر کامپوزیتی هوشمند با عملگر خمشی و برشی پیزوالکتریک به صورت تحلیلی در [۲۴] انجام شده و تاثیر محل وصله‌های پیزوالکتریک و سایر پارامترها بر خیز استاتیکی تیر بررسی گردید. در این مقاله نشان داده شد که اعمال این روش خودحسگر باعث حذف هیستریزس بین ولتاژ اعمالی و موقعیت خروجی پیزوالکتریک می‌شود. عظیمی و همکاران در [۲۵] یک سیستم کنترل فعال به منظور تعدیل ارتعاشات بال هواپیما ارائه دادند. به منظور کنترل ارتعاشات، لایه‌هایی از پیزوالکتریک به عنوان حسگر و عملگر بر روی بال نصب شده و از کنترلر لیاپانوف استفاده گردید. نتایج نشان داد که سیستم کنترلی توانسته است در تمامی حالت‌های بررسی شده ارتعاشات را به مقدار قابل توجهی تعدیل نماید. در [۲۶] یک روش تحلیلی جهت استفاده از اتصالات پیزوالکتریک برای اصلاح رفتار ارتعاشی آزاد در یک تیر دورانی ترک‌دار ارائه گردید. در سال ۲۰۱۹ از روشی انرژی برای کنترل ارتعاشات تیر اویلر-برنولی با عملگر پیزوالکتریک استفاده شد [۲۷].

در تمامی مطالعات پیشین، با توجه به این که تحلیل‌ها با فرض شرایط آزمایشگاهی صورت گرفته است، هیچ محدودیتی بر روی ولتاژ ورودی به عملگر پیزوالکتریک در نظر گرفته نشده و با فرض وجود تقویت‌کننده ولتاژ و امکان اعمال ولتاژ پیوسته، قانون کنترلی استخراج شده است. این در حالی است که در مطالعه حاضر به امکان‌سنجی واقعی کنترل ارتعاشات آنتن‌های ماهواره پرداخته می‌شود و یکی از محدودیت‌هایی که در این راستا وجود دارد عدم وجود باس‌های ولتاژ پیوسته در ماهواره است. لحاظ کردن این محدودیت سیستمی و تاثیرگذار چالش و نوآوری اصلی مقاله حاضر می‌باشد که در مطالعات پیشین به آن پرداخته نشده است. زیرسیستم توان الکتریکی ماهواره طوری طراحی می‌شود که فقط چندین باس ولتاژ در ماهواره وجود دارد و اعمال ولتاژ پیوسته به ماهواره امکان پذیر نیست. در صورتی که در تمامی مطالعات پیشین ورودی کنترلر عملگر پیزوالکتریک به

صورت تجربی به تنظیم دقیق آنتن F معکوس ماهواره با استفاده از پیزوالکتریک پراختند. نتایج به دست آمده نشان داد با این روش امکان تنظیم پهنای باند آنتن تا ۹٪ وجود دارد. در سال ۲۰۱۵، آزادی و همکاران از کنترلر مقاوم برای کنترل ارتعاشات پنل‌های خورشیدی ماهواره استفاده کردند [۱۷]. در این مقاله از روش لاگرانژین برای استخراج معادلات ماهواره و پنل‌های خورشیدی استفاده شده و با استفاده از کنترلر مقاوم ارتعاشات آن‌ها کنترل گردید. در این مقاله نتایج تجربی وجود نداشته و شبیه‌سازی‌های انجام شده با نرم‌افزار اساس نتایج بوده است. در سال ۲۰۱۹، از استک‌های پیزو برای کنترل ارتعاشات منتقل شده به ماهواره در حین حمل با ماهواره بر استفاده شد [۱۸]. اساس کار به این صورت بود که سازه‌ای طراحی گردید که در بین لینک‌های آن از استک‌های پیزو استفاده شده بوده و به این ترتیب امکان کنترل ارتعاشات منتقل شده از طرف ماهواره بر به ماهواره وجود داشته است.

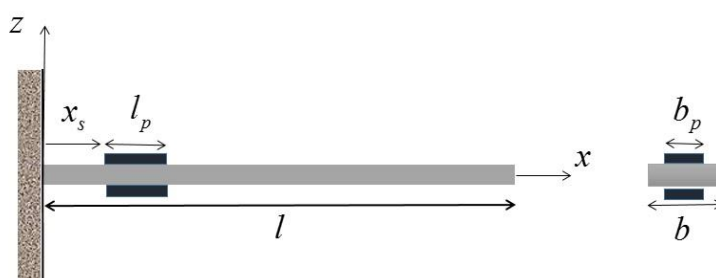
در این مقاله آنتن یک ماهواره کیوب‌ست که به صورت یک تیر یک‌سردرگیر می‌باشد آنالیز شده و به کنترل ارتعاشات آن با استفاده از عملگر پیزوالکتریک پرداخته خواهد شد. مطالعات زیادی بر روی کنترل ارتعاشات تیرهای مختلف با عملگر پیزوالکتریک در در داخل و خارج کشور پرداخته شده است. به عنوان نمونه در [۱۹] از عملگر پیزوالکتریک برای کنترل ارتعاشات تیر هوشمند استفاده شده و کنترل‌های کلاسیک، کنترل بر اساس بازخورد دامنه سرعت<sup>۱</sup> و کنترل‌های بهینه مانند رگولاتور خطی مرتبه دوم<sup>۲</sup> پیاده‌سازی شده و نتایج با هم‌دیگر مقایسه گردید. در سال ۲۰۱۴، کنترل تطبیقی ارتعاشات تیر یک‌سردرگیر با عملگر پیزوالکتریک به صورت تجربی و عددی مورد مطالعه قرار گرفته و نشان داده شد با تعیین ولتاژ مناسب ورودی پیزوالکتریک، ارتعاشات تیر در زمان بسیار کوتاه کنترل می‌شود [۲۰]. علیقلی‌زاده و همکاران با استفاده از عملگر پیزوالکتریک و کنترلر رگولاتور خطی به کنترل ارتعاشات تیر یک‌سردرگیر با مدل‌سازی و شبیه‌سازی پراختند. در این مقاله هم‌چنین به تعیین محل و طول بهینه پیزوالکتریک برای دستیابی به پاسخ بهینه‌تر با استفاده از الگوریتم ژنتیک پرداخته شد [۲۱]. در مرجع [۲۲] به

1 Amplitude velocity feedback  
2 linear quadratic regulator



شکل ۱. ماهواره پلی ست و کایست به همراه آنتن [۲۸]

Fig. 1. CubeSat antenna



شکل ۲. تیر یک سر درگیر به همراه سنسور و عملگر پیزوالکتریک

Fig. 2. Clamped-Clamped beam with Piezoelectric sensor and actuator

## ۲- استخراج معادلات دینامیکی آنتن ماهواره کیوبست

آنتن‌های ماهواره‌های کیوبست در بیشتر موارد به صورت یک تیغه‌ای می‌باشند. به عنوان مثال شکل ۱ نمونه‌هایی از آنتن بازشونده و ثابت چندین ماهواره را نشان می‌دهد.

بنابراین در این مقاله آنتن ماهواره مطابق شکل ۲ به صورت یک تیر یک سر درگیر به همراه یک سنسور و عملگر پیزوالکتریک تشکیل شده است که به بدنه اصلی ماهواره متصل می‌باشد.

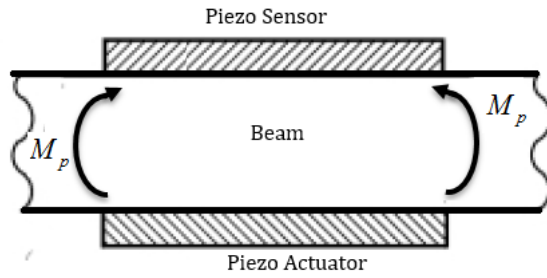
قبل از پیاده‌سازی الگوریتم کنترلی لازم است معادلات دینامیکی سیستم استخراج شود. هنگام اعمال ولتاژ به عملگر پیزوالکتریک، این المان دچار افزایش طول شده و در نهایت منجر به اعمال گشتاور  $M_p$  در دو انتهای پیرو به تیر می‌شود که در ادامه مدل‌سازی آن ارائه خواهد شد. شکل زیر شماتیکی از این رفتار را نشان می‌دهد.

معادله الکترومکانیکی حاکم بر پیزوالکتریک مطابق رابطه (۱) می‌باشد [۲۹].

صورت پیوسته در نظر گرفته شده است. بنابراین در حالت واقعی باید یک مسئله کنترلی با ورودی گسسته حل شود. در این جا باس ماهواره به صورت واقعی برابر ۱۲ ولت (متداول برای ماهواره) در نظر گرفته شده و با استفاده از برد سوئیچینگ فرض شده است که امکان اعمال ولتاژ ۱۰۰ ولت به پیزوالکتریک وجود دارد. بنابراین ماهیت مسئله کنترلی کنترل با وروی روشن- خاموش می‌باشد که پیچیدگی‌های زیادی وارد مسئله می‌کند که قبلا از این جنبه به این مسئله کنترلی پرداخته نشده است.

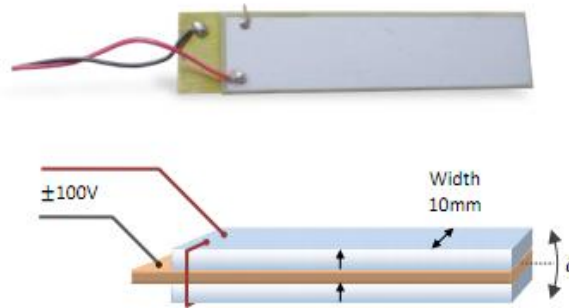
ساختار مقاله به این صورت است که بعد از استخراج معادلات دینامیکی آنتن در بخش ۲، مدل ریاضی استخراج شده با مقایسه با نتایج تجربی پیشین صحت‌سنجی می‌شود. برای کنترل ارتعاشات آنتن سه الگوریتم کنترلی ارائه شده و از نظر کیفیت کنترلی و مصرف انرژی مقایسه می‌شوند. پس از ارائه نتایج و مقایسه کمی الگوریتم‌های ارائه شده، نتیجه‌گیری مقاله در بخش ۴ ارائه می‌شود.





شکل ۳. شماتیکی از محل اتصال سنسور و عملگر پیزوالکتریک به تیر

Fig. 3. Installation of Piezo sensor and actuator schematic



شکل ۴. پیزوالکتریک استفاده شده در پژوهش [۳۰]

Fig. 4. Utilized Piezoelectric in this study

$$\varepsilon_x = d_{31} E_{ex} \quad (2)$$

$$\varepsilon_x = \frac{\sigma_x^{ex}}{E_p} + d_{31} E_{ex} \quad (1)$$

در این جا از پیزوالکتریک BA4510 به عنوان عملگر پیزوالکتریک استفاده شده است و از پارامترهای آن برای شبیه سازی استفاده شده است. شکل و شماتیک آن به صورت زیر می باشد و فرض شده است برای اتصال آن به تیر از یک لایه چسب استفاده شده به طوری که سطح آن کامل به سطح تیر متصل شده است [۲۰]. میدان الکتریکی به وجود آمده بین دو الکترود پیزوالکتریک متناسب با ولتاژ اعمالی به پیزوالکتریک ( $E_x = \frac{V}{h_p}$ ) می باشد. بنابراین، رابطه (۲)، به صورت زیر بازنویسی می شود.

$$\varepsilon_x = \frac{d_{31} V_p}{h_p} \quad (3)$$

بخش اول این معادله رابطه کلاسیک بین تنش و کرنش می باشد که  $\sigma_x^{ex}$  تنش خارجی اعمال شده و  $\varepsilon_x$  کرنش به وجود آمده در راستای محور X و  $E_p$  مدول یانگ تیر می باشد. بخش دوم مربوط به ویژگی الکترومکانیکی عملگر پیزوالکتریک می باشد به طوری که  $d_{31}$  ثابت پیزوالکتریک و  $E$  میدان الکتریکی خارجی اعمال شده به پیزوالکتریک می باشد. در واقع با اعمال میدان الکتریکی بین دو الکترود پیزوالکتریک، این المان افزایش طولی متناسب با شدت میدان اعمال شده پیدا می کند. با توجه به این که در این جا تنش مکانیکی خارجی به پیزوالکتریک اعمال نمی گردد، رابطه (۱) مطابق زیر ساده می شود.

که در این معادله  $E$ ،  $I$ ،  $\rho$ ،  $A$  و  $C$  به ترتیب مدول یانگ، ممان اینرسی سطحی تیر، چگال، مساحت مقطع تیرو ضریب میرایی تیر می‌باشد. هم‌چنین  $q(x, t)$  بار خارجی وارد شده به تیر می‌باشد. می‌دانیم بار واحد سطح اعمال شده بر تیر بر اساس گشتاور اعمال شده بر طبق رابطه (۸) قابل بیان می‌باشد.

$$q(x, t) = \frac{\partial^2 M(x, t)}{\partial x^2} \quad (۸)$$

از آن جا که گشتاور اعمال شده از طرف پیزوالکتریک مطابق شکل ۲ در نقطه  $x = x_s$  و  $x = x_e = x_s + l_p$  به تیر اعمال می‌شود، تابع گشتاور اعمال شده به تیر بر حسب  $x$  به صورت زیر بیان می‌شود.

$$M(x, t) = M_p (H(x - x_s) - H(x - x_e)) \quad (۹)$$

که  $H(x - a)$  تابع هویساید<sup>۱</sup> می‌باشد. با جایگذاری روابط (۸) و (۹) در رابطه (۷)، این رابطه به صورت زیر بازنویسی می‌شود.

$$T(w) = EI \frac{\partial^4 w}{\partial x^4} + \rho A \frac{\partial^2 w}{\partial t^2} + C \frac{\partial w}{\partial t} - M_p \frac{\partial^2}{\partial x^2} (H(x - x_s) - H(x - x_e)) = 0 \quad (۱۰)$$

برای حل معادله (۱۰) از روش گلرکین استفاده می‌کنیم. به این صورت که تغییر شکل تیر به صورت زیر بازنویسی می‌شود [۳۲]

$$w(x, t) = u(t)\varphi(x) \quad (۱۱)$$

در این رابطه،  $h_p$  فاصله بین دو الکتروود پیزوالکتریک می‌باشد. طبق روابط مکانیک کلاسیک، با داشتن میزان کرنش در پیزوالکتریک، گشتاور به وجود آمده طبق رابطه (۴) قابل محاسبه می‌باشد.

$$M_p = \int_{\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}+h_p} \sigma_x^p z dA = \int_{\frac{h}{2}}^{\frac{h}{2}+h_p} E_p \varepsilon_x z dA \quad (۴)$$

با استفاده از روابط (۱) تا (۳)، رابطه (۴) به صورت زیر ساده می‌شود.

$$M_p = C_p V(t) \quad (۵)$$

که

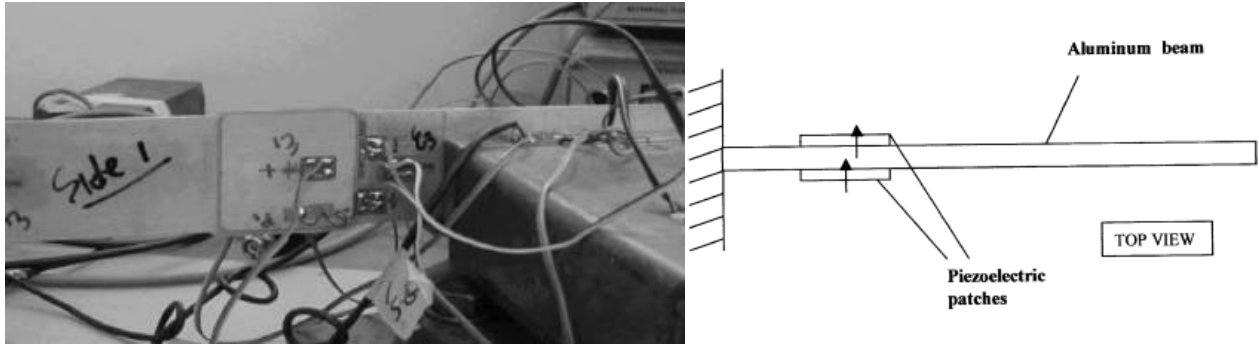
$$C_p = \frac{1}{2} E_p b_p d_{31} (h + h_p) \quad (۶)$$

بنابراین گشتاور اعمال شده از طرف پیزوالکتریک به تیر متناسب با ولتاژ اعمالی به پیزوالکتریک می‌باشد. مطابق رابطه (۶)، صرف نظر از تاثیر پارامترهای پیزوالکتریک، با افزایش ضخامت تیر، گشتاور مکانیکی وارد شده از طرف پیزوالکتریک به تیر به صورت خطی افزایش می‌یابد.

اگر  $w(x, t)$  تغییر شکل تیر در لحظه  $t$  و در نقطه  $x$  باشد، معادله حاکم بر دینامیک آن بر اساس تئوری اویلر-برنولی به صورت زیر خواهد بود [۳۱].

$$T(w) = EI \frac{\partial^4 w}{\partial x^4} + \rho A \frac{\partial^2 w}{\partial t^2} + C \frac{\partial w}{\partial t} - q(x, t) = 0 \quad (۷)$$

1 Heaviside



شکل ۵. تست تجربی انجام شده در مرجع [۳۴]

Fig. 5. Experimental test in reference [34]

که پارامترهای ظاهر شده در معادله (۱۴) به صورت زیر می باشد.

$$k = EI \int_0^l \varphi(x) \frac{d^4 \varphi(x)}{dx^4} dx$$

$$c = C \int_0^l \varphi(x)^2 dx \quad (15)$$

$$m = \rho A \int_0^l \varphi(x)^2 dx$$

ضریب  $K$  نیز به صورت رابطه (۱۶) می باشد.

$$K = C_p \int_0^l \frac{\partial^2}{\partial x^2} (H(x-x_s) - H(x-x_e)) \varphi(\hat{x}) dx \quad (16)$$

با توجه به این نکته که مشتق تابع هویساید، تابع دلتای دیراک می باشد:

$$\int_0^1 \frac{\partial^2 H(x-x_s)}{\partial x^2} \varphi(\hat{x}) dx = \int_0^1 \frac{\partial \delta(x-x_s)}{\partial x} \varphi(\hat{x}) dx \quad (17)$$

با استفاده از انتگرال گیری جزیه جز خواهیم داشت [۳۳]:

که  $\varphi(x)$  شکل مود مربوط به تیر یک سر در گیر می باشد که به صورت رابطه (۱۲) می باشد.

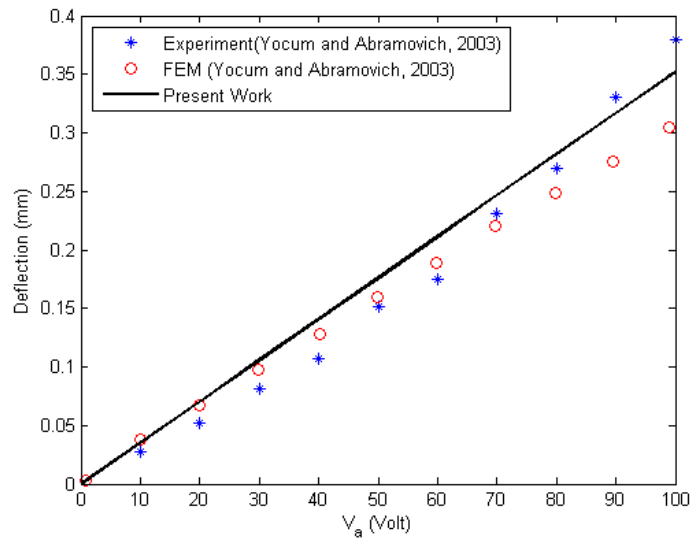
$$\varphi(x) = \frac{\cosh(\gamma x/l) - \cos(\gamma x/l) - \lambda}{\cosh(\gamma) - \cos(\gamma) - \lambda(\sinh(\gamma) - \sin(\gamma))}; \quad (12)$$

که  $\lambda$  و  $\gamma$  به صورت رابطه (۱۳) می باشند.

$$\lambda = \frac{\sinh(\gamma) - \sin(\gamma)}{\cosh(\gamma) - \cos(\gamma)}; \quad (13)$$

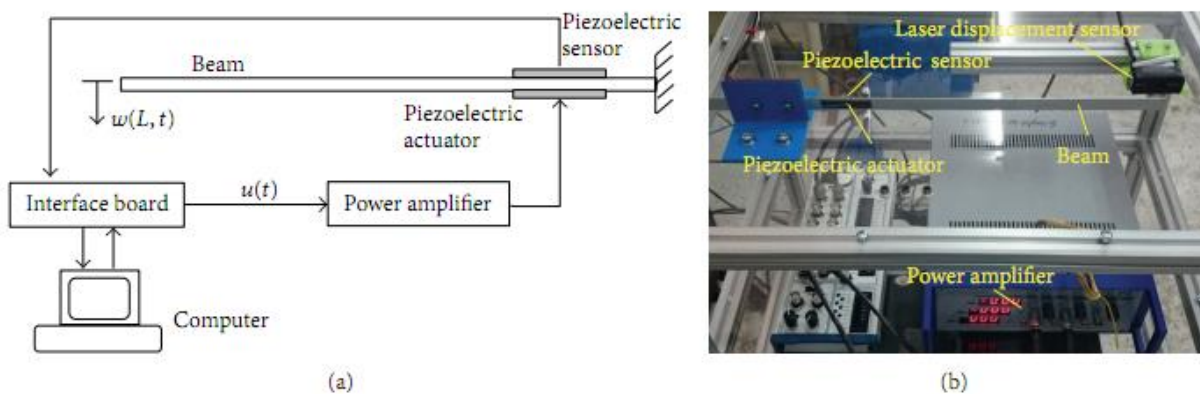
مقدار  $\gamma$  در معادله فوق برای شکل مود اول تیر برابر  $\gamma = 1.87510407$  می باشد. مطابق رابطه (۱۲)، ضریب شکل مود طوری انتخاب شده است که مقدار شکل مود تابع در انتهای تیر برابر ۱ بوده و در نتیجه  $u(t)$  نشان دهنده تغییر شکل این نقطه خواهد بود. بر اساس روش گلرکین، معادله حاکم بر تیر به صورت زیر قابل بیان است:

$$\int_0^l \varphi(x) T(w) dx = 0 \Rightarrow m \ddot{u} + c \dot{u} + ku = K V_p(t) \quad (14)$$



شکل ۶. نتایج به دست آمده برای تغییر شکل استاتیکی بر اساس معادله (۲۳) در مقایسه با نتایج تجربی و عددی ارائه شده در مرجع [۳۴]

Fig. 6. Comparison of static deflection of beam in comparison with numerical and experimental results of reference [34]



شکل ۷. تست تجربی انجام شده در مرجع [۲۰]

Fig. 7. Experimental test in reference [20]

$$K = C_p \left[ \frac{d\varphi(x_e)}{dx} - \frac{d\varphi(x_s)}{dx} \right] \quad (19)$$

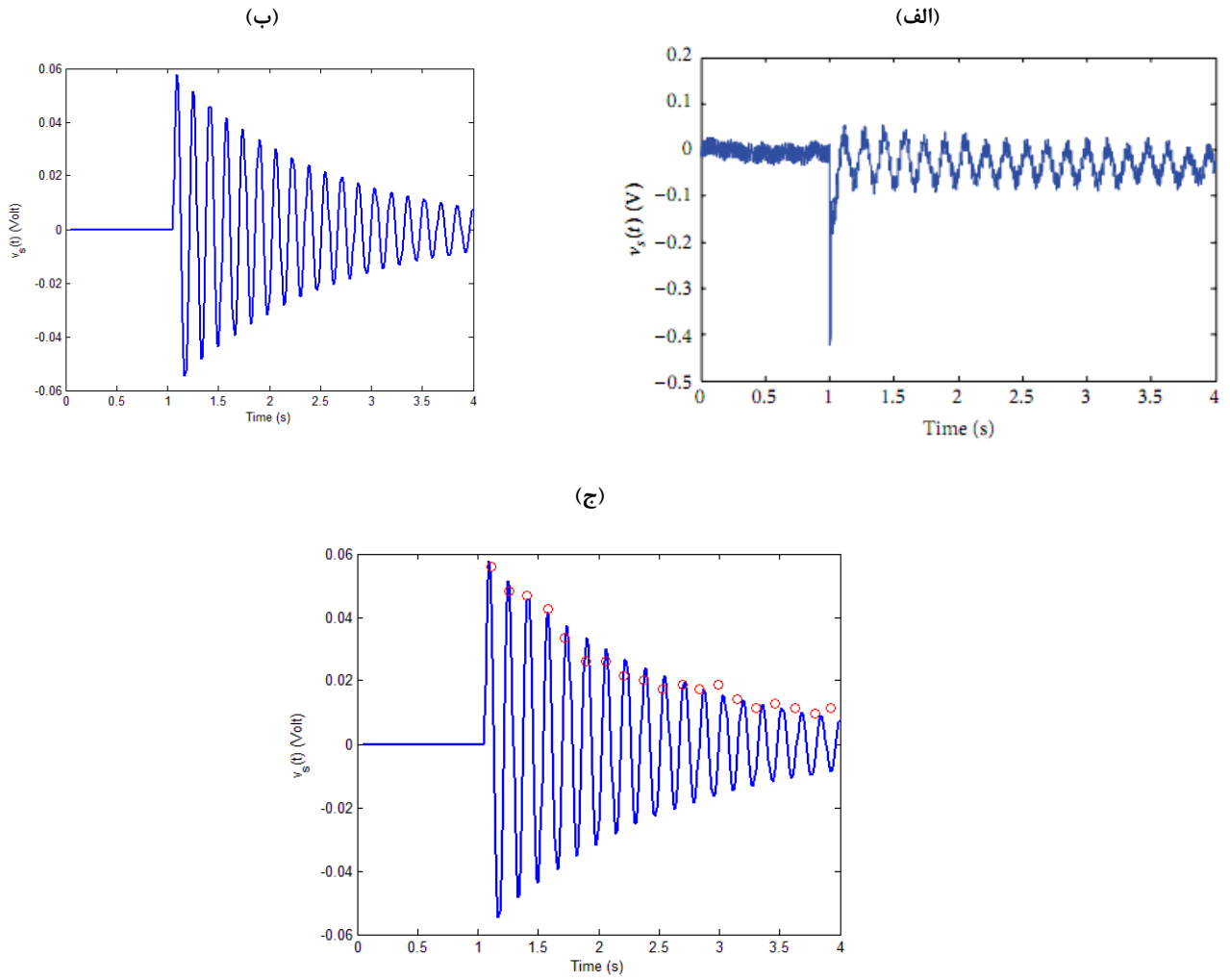
$$\int_0^l \frac{\partial \delta(x-x_s)}{\partial x} \varphi(x) dx = \delta(x-x_s) \varphi(x) \Big|_0^l \quad (18)$$

$$= - \int_0^l \delta(x-x_s) \frac{d\varphi(x)}{dx} dx$$

$$= - \frac{d\varphi(x_s)}{dx}$$

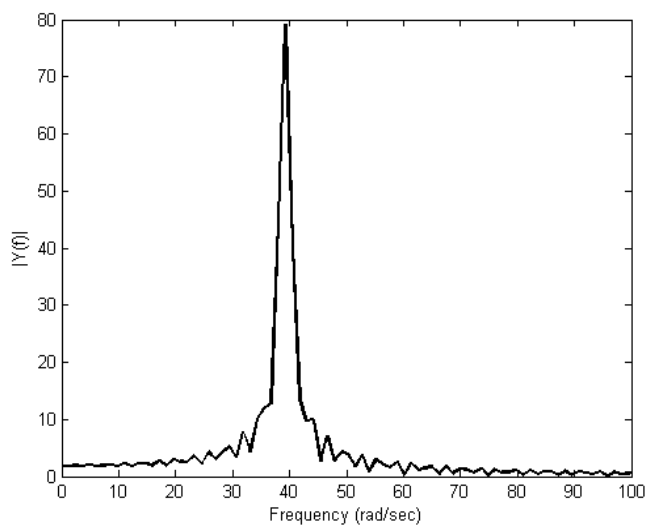
در واقع معادله (۱۴) معادله یک جرم- فنر- دمپر خطی با ارتعاشات آزاد می‌باشد. متداول است که معادله مرتبه دوم به صورت استاندارد زیر بیان گردد.

با استفاده از رابطه (۱۸)، رابطه (۱۶) به صورت زیر بازنویسی



شکل ۸. خروجی سنسور پی‌زوالکتریک بر اساس داده‌های تجربی مرجع [۲۰] با خروجی مدل ریاضی مقاله حاضر

Fig. 8. Comparison of present results with presented experimental results of reference [20]



شکل ۹. تبدیل فوریه پاسخ زمانی

Fig. 9. Fourier Transform of time response

تحلیل اجزا محدود و رابطه (۲۳) را نشان می‌دهد.

$$u_s = \frac{1}{2} \frac{E_p b_p d_{31} (h + h_p) \left[ \frac{d\phi(x_e)}{dx} - \frac{d\phi(x_s)}{dx} \right] V_p}{EI \int_0^l \phi(x) \frac{d^4 \phi(x)}{dx^4} dx} \quad (23)$$

همان‌طور که در شکل فوق مشخص است، نتایج حاصل از روابط ارائه‌شده در تطابق بسیار مناسب با نتایج تجربی و عددی قرار دارد که مبین صحت مدل ریاضی به دست آمده می‌باشد. برای صحت‌سنجی دینامیکی مدل به‌دست‌آمده از نتایج تجربی ارائه‌شده در مرجع [۲۰] استفاده شده است که در آن مطابق شکل ۷ از یک عملگر پیزوالکتریک برای تحریک تیر و از یک سنسور پیزوالکتریک برای ثبت ارتعاشات تیر استفاده شده است. برای این‌که نتایج مدل به‌دست‌آمده قابل‌مقایسه با نتایج مقاله فوق باشد، ولتاژ خروجی سنسور پیزوالکتریک با تغییر شکل تیر مطابق رابطه زیر استخراج می‌شود [۲۰].

$$V_s = \frac{b_{p,s} E_{p,s} d_{31,s} (h_b + h_{p,s}) \left[ \frac{d\phi(x_e)}{dx} - \frac{d\phi(x_s)}{dx} \right]}{2C_{p,s}} \quad (24)$$

در این رابطه  $d_{31,s}$ ،  $E_{p,s}$ ،  $b_{p,s}$ ،  $h_{p,s}$  و  $C_{p,s}$  به ترتیب ضخامت، عرض، مدول یانگ، ثابت پیزوالکتریک و ظرفیت خازن سنسور پیزوالکتریک می‌باشد. مقادیر مربوط به پارامترهای هندسی و فیزیکی تیر، سنسور و عملگر پیزوالکتریک در مرجع [۲۰] داده شده است. شکل ۸ ولتاژ خروجی سنسور با اعمال ولتاژ ضربه به عملگر پیزوالکتریک را بر اساس داده‌های تجربی (الف) و بر اساس مدل به‌دست‌آمده در این مقاله (ب) را نشان می‌دهد. همان‌طور که مشخص است نتایج در حالت کلی در تطابق با هم‌دیگر هستند. جهش اولیه در

$$\ddot{u} + 2\zeta\omega_n \dot{u} + \omega_n^2 u = k_p V_p(t) \quad (20)$$

که به  $\zeta$  و  $\omega_n$  ترتیب ضریب میرایی و فرکانس طبیعی سیستم (فرکانس ارتعاشات بدون میرایی) می‌باشند که به صورت زیر می‌باشند.

$$\omega_n = \sqrt{\frac{k}{m}}; \quad \zeta = 2\sqrt{km}; \quad k_p = \frac{K}{m} \quad (21)$$

برای آنتن مورد نظر، با انجام تست ارتعاشات آزاد با فرکانس داده‌برداری ۱۰ هرتز و استفاده از تبدیل فوریه و روش حداقل مربعات خطا مقدار فرکانس و میرایی به دست می‌آید که برای مطالعه حاضر به صورت  $\zeta = 0.015$  و  $\omega_n = 35 \text{ rad/s}$  در نظر گرفته شده است.

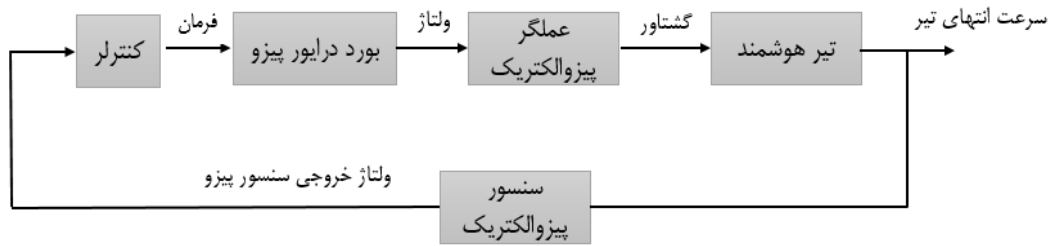
#### ۲-۱ صحت‌سنجی مدل

در این بخش به صحت‌سنجی مدل ریاضی استخراج‌شده پرداخته می‌شود. در مرجع [۳۴] تغییر شکل استاتیکی انتهای یک تیر یک‌سر درگیر با تحریک پیزوالکتریک به صورت تجربی و با استفاده از روش اجزا محدود به دست آمده است. شکل ۵ بستر تست پیاده‌شده در این مقاله را نشان می‌دهد.

تیر استفاده‌شده در مطالعه فوق آلومینیومی بوده و پارامترهای هندسی و فیزیکی آن و همچنین پارامترهای مربوط به پیزوالکتریک در مرجع اشاره‌شده وجود دارد. برای محاسبه تغییر شکل استاتیکی انتهای تیر، مشتقات زمانی در معادله (۲۰) برابر صفر قرار داده شده و رابطه زیر حاصل می‌شود.

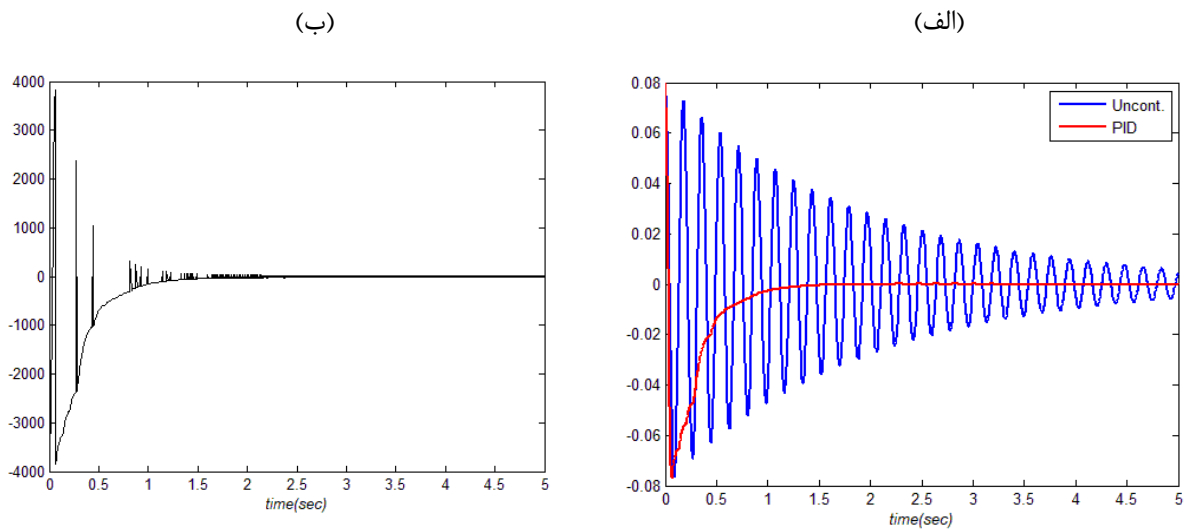
$$u_s = \frac{k_p V_p(t)}{\omega_n^2} \quad (22)$$

با استفاده از معادلات (۶)، (۱۵) و (۱۹) فرم بسته زیر برای تغییر شکل استاتیکی انتهای تیر حاصل می‌شود. شکل ۶ تغییر شکل استاتیکی تیر با اعمال ولتاژهای مختلف را بر اساس نتایج تجربی،



شکل ۱۰. بلوک دیاگرام کنترلی

Fig. 10. Control block diagram



شکل ۱۱. نتایج پاسخ سیستم کنترل شده بدون در نظر گرفتن محدودیت‌های اعمال ولتاژ

Fig. 11. Controlled system response without limitation on applied voltage

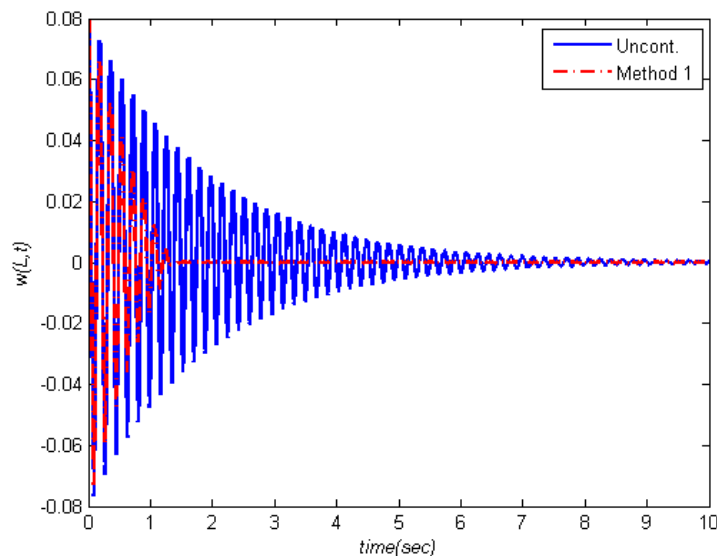
عملگر پیزوالکتریک، بحث‌های سیستمی به خصوص الزامات بودجه توان الکتریکی ماهواره می‌باشد. با توجه به این که تنها راه تامین توان ماهواره استفاده از آرایه‌های خورشیدی و ذخیره آن در باتری ماهواره می‌باشد، کمبود توان ماهواره ممکن است منجر به تقلیل فازها و همچنین ایجاد خطا در کارکرد ماهواره و حتی از بین رفتن ماموریت آن شود. لذا برای هر سیستم کنترلی که ارائه می‌گردد لازم است میزان مصرف توان آنالیز شده و حتی الگوریتم‌های کنترلی طوری طراحی شوند که میزان مصرف انرژی در طی کنترل ارتعاشات آنتن کمینه شود. بنابراین لازم است در هر مرحله میزان انرژی مصرفی پیزوالکتریک محاسبه گردد. اگر ثابت خازن پیزوالکتریک برابر  $C$  باشد، میزان جریان مصرفی آن در هر لحظه بر اساس ولتاژ اعمال شده به آن به صورت زیر خواهد بود:

نتایج تجربی به خاطر نویز وارد شده به سنسور می‌باشد. در شکل ۸ (ج) بیشینه‌های محلی نتایج مرجع با نتایج حاصل شده از شبیه‌سازی نمایش داده شده است. در این شکل نقاط قرمز نتایج تجربی ارائه شده در مرجع بوده و نمودار آبی نتایج به دست آمده در مقاله حاضر می‌باشد. برای به دست آوردن فرکانس نوسانات، تبدیل فوریه پاسخ زمانی (شکل ۸-ب) در شکل ۹ رسم شده است.

مطابق تحلیل فوق، فرکانس ارتعاش برابر  $39.17$  رادیان بر ثانیه به دست آمده است که در تطابق بسیار مناسب با نتایج تجربی می‌باشد که طبق مقاله اشاره شده برابر  $39.28$  رادیان بر ثانیه می‌باشد.

#### ۲-۱ محاسبه انرژی مصرفی عملگر پیزوالکتریک

یکی از پارامترهای مهم در کنترل ارتعاشات آنتن ماهواره با



شکل ۱۲. پاسخ ارتعاشات انتهای تیر برای حالت بدون کنترل و روش کنترلی اول  
**Fig. 12. Time response of beam end (uncontrolled and method 1)**

امکان پذیر نیست. ماهواره معمولاً دارای چندین باس ولتاژ می‌باشد و زیرسیستم‌های ماهواره بر اساس این باس ولتاژ طراحی و ساخته می‌شوند. با توجه به ولتاژ کاری پیزوالکتریک انتخاب شده، یک باس ولتاژ ۱۰۰ ولت مورد نیاز می‌باشد. با توجه به این که فقط اعمال ولتاژ با اندازه ۱۰۰ ولت به پیزوالکتریک فراهم می‌باشد، کنترل ارتعاشات آنتن با استفاده از آن از حالت متداول خارج شده و باید به این نکته توجه داشت که امکان اعمال ولتاژ پیوسته به آن فراهم نمی‌باشد.

### ۳- ارائه الگوریتم کنترلی

در این بخش به کنترل ارتعاشات تیر پرداخته می‌شود. دیاگرام جعبه‌ای مجموعه کنترلی به صورت شکل ۱۰ می‌باشد.

همان‌طور که از شکل ۱۰ مشخص است، ارتعاشات تیر در هر لحظه توسط سنسور پیزوالکتریک سنجیده شده و به صورت یک سیگنال الکتریکی به پردازنده منتقل می‌شود. در بخش پردازنده با توجه به سیگنال ورودی، الگوریتم کنترلی اجرا شده و فرمان کنترلی مناسب صادر شده و به برد درایور پیزوالکتریک منتقل می‌گردد. برد درایور نیز بر اساس ولتاژ فرمان وارد شده به آن، ولتاژ صد ولت را به پیزوالکتریک منتقل کرده و در نهایت عملگر پیزوالکتریک ولتاژ ورودی را به گشتاور تبدیل می‌کند.

$$I_p(t) = C \frac{dV_p(t)}{dt} \quad (25)$$

بنابراین توان مصرفی پیزوالکتریک در هر لحظه مطابق رابطه (۲۲) خواهد بود.

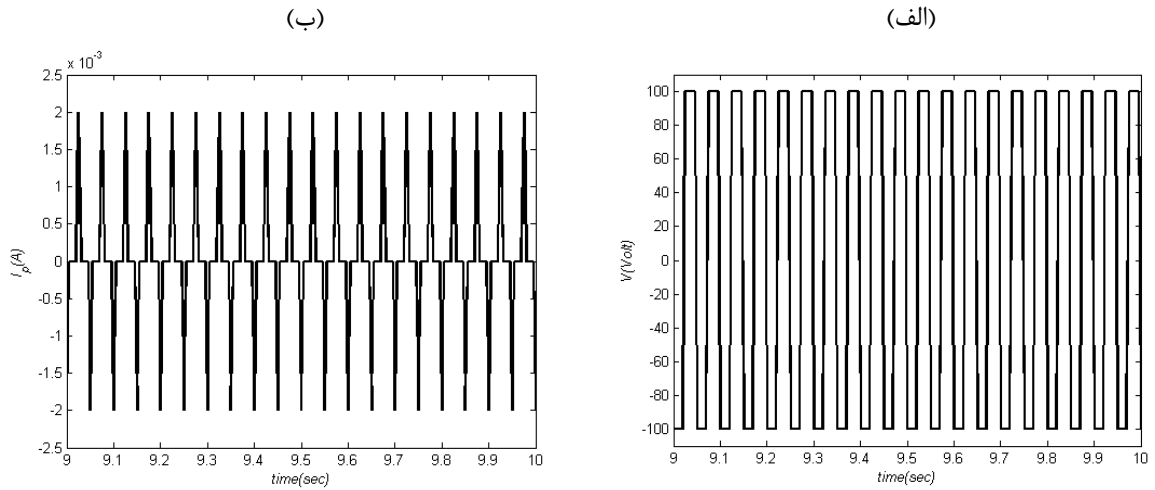
$$P(t) = C \frac{dV_p(t)}{dt} V(t) \quad (26)$$

با انتگرال‌گیری از میزان توان مصرفی، میزان کل انرژی مصرفی عملگر پیزوالکتریک مطابق رابطه زیر خواهد بود.

$$E(t) = C \int_{t=0}^t \frac{dV_p(t)}{dt} V(t) dt \quad (27)$$

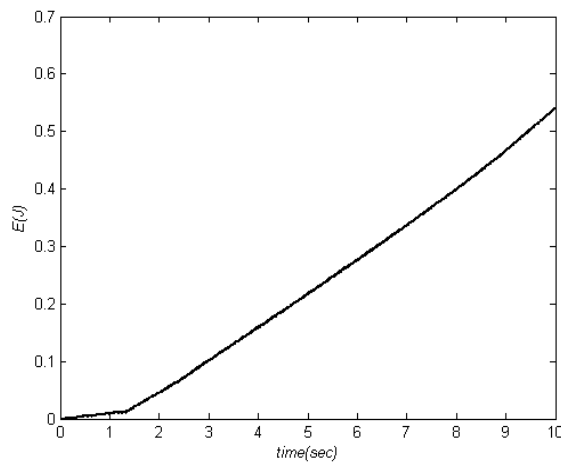
نکته دوم که در کنترل ارتعاشات ماهواره با عملگر پیزوالکتریک باید مورد توجه قرار گیرد وجود باس ولتاژ برای این منظور است. معمولاً در کارهای آزمایشگاهی برای کنترل ارتعاشات با پیزوالکتریک از آمپلی‌فایر ولتاژ استفاده می‌شود که استفاده از آن در ماهواره





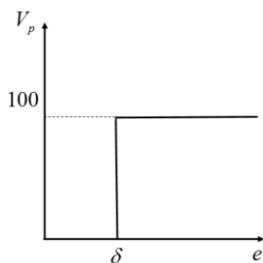
شکل ۱۳. (الف) ولتاژ اعمالی به پیزوالکتریک (روش کنترلی اول)، (ب) جریان مصرفی پیزوالکتریک (روش کنترلی اول)

**Fig. 13. Voltage and current of piezoelectric (Method1)**



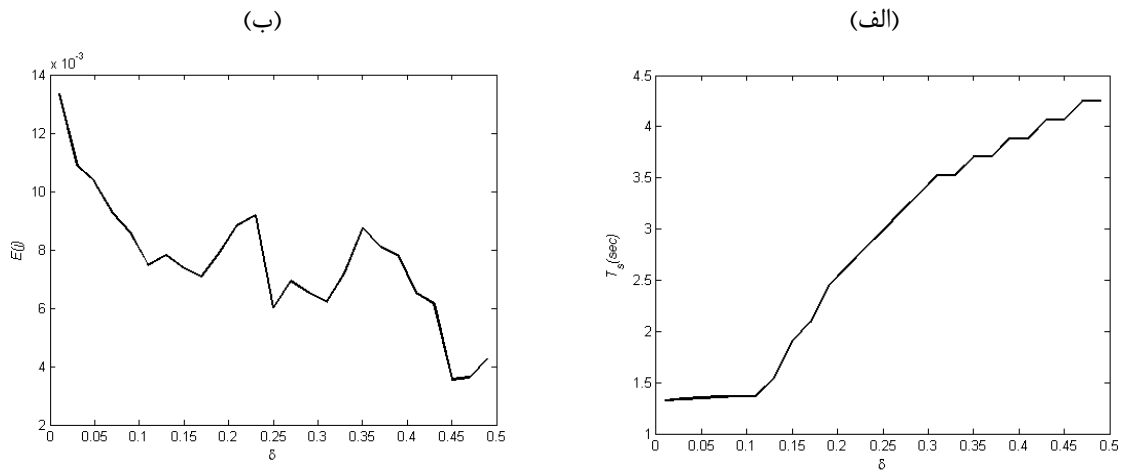
شکل ۱۴. انرژی مصرفی پیزوالکتریک (روش کنترلی اول)

**Fig. 14. Piezoelectric energy consumption**



شکل ۱۵. شماتیکی از روش کنترلی دوم

**Fig. 15. Control method 2 schematic**



شکل ۱۶. (الف) تاثیر پارامتر  $\delta$  بر زمان کنترل ارتعاشات (روش دوم)، (ب) تاثیر پارامتر  $\delta$  بر میزان مصرفی انرژی (روش کنترلی دوم)

Fig. 16. Effect of  $\delta$  on settling time and energy consumption

$$V_p = \begin{cases} -100 & \dot{u} > 0 \\ 0 & \dot{u} = 0 \\ +100 & \dot{u} < 0 \end{cases} \quad (28)$$

برای بررسی کارایی این الگوریتم کنترلی، یک تغییر شکل اولیه معادل  $U_0 = -8\text{cm}$  به انتهای تیر داده شده و بر اساس الگوریتم کنترلی ارائه شده در رابطه (۲۸)، ارتعاشات تیر کنترل می‌گردد در همه موارد نتایج با حالت بدون کنترل مقایسه می‌شود تا رفتار سیستم کنترل شده بهتر مشخص گردد. شکل ۱۲ پاسخ ارتعاشات انتهای تیر برای حالت بدون کنترل و الگوریتم کنترلی اول را نشان می‌دهد. همان‌طور که از این شکل مشخص است، روش کنترلی بسیار موثر بوده و در زمانی کمتر از ۱،۳۳ ثانیه توانسته است ارتعاشات تیر را کنترل کند.

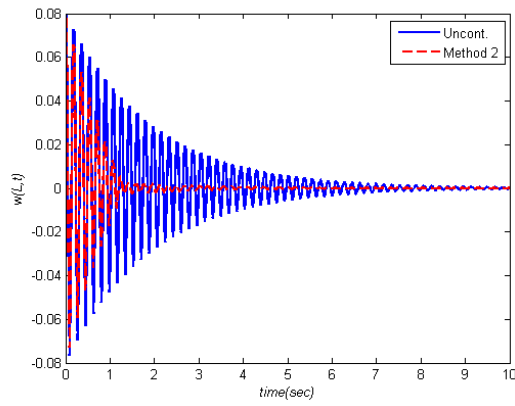
برای بررسی مصرف انرژی سیستم کنترلی، لازم است ولتاژ اعمالی به عملگر پیزوالکتریک و جریان مصرفی پیزوالکتریک آنالیز گردد که به ترتیب در شکل ۱۳ در بازه زمانی ۹ تا ۱۰ ثانیه نمایش داده شده است. همان‌طور که در این شکل‌ها مشخص است، به علت ماهیت الگوریتم کنترلی ارائه شده و اینکه سرعت انتهای تیر هیچ‌گاه مطلقاً صفر نمی‌شود، تلاش کنترلی همواره وجود داشته و پیزوالکتریک دائماً در حال اعمال ولتاژ مثبت و منفی می‌باشد. در نتیجه توان

بلوک کنترلر در دیاگرام فوق، یک الگوریتم ریاضی است که بر اساس ورودی سنسور پیزوالکتریک که متناسب با سرعت انتهای تیر می‌باشد، ورودی کنترلی مناسب را تشخیص می‌دهد. اگر هیچ محدودیتی برای اعمال ولتاژ الکترونیکی به پیزوالکتریک وجود نداشت با استفاده از یک کنترلر ساده PID امکان کنترل ارتعاشات فراهم بود. شکل ۱۲-الف نشان می‌دهد در این حالت ارتعاشات آنتن در زمانی حدود ۱ ثانیه کنترل می‌شود. ولی همان‌طور که از شکل ۱۲-ب مشخص است این روش کنترلی نیازمند اعمال ولتاژ بسیار بالا به پیزوالکتریک می‌باشد که در عمل امکان‌پذیر نمی‌باشد.

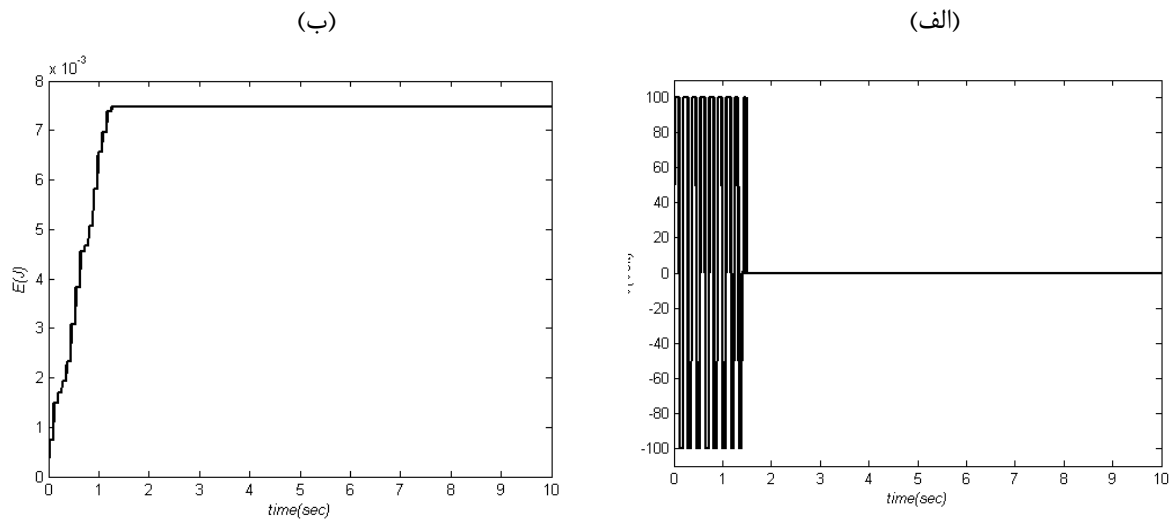
علاوه بر محدودیت در اندازه ولتاژ اعمالی، نکته مهمی که در ارتباط با این سیستم کنترلی وجود دارد این است که برد درایور فقط قادر به اعمال ولتاژ  $\pm 100$  ولت بوده و امکان اعمال ولتاژ پیوسته وجود ندارد. بنابراین از روش‌های کنترلی کلاسیک مانند PID نمی‌توان برای این منظور استفاده کرد. بنابراین در این پژوهش چندین الگوریتم کنترلی ارائه شده و مقایسه می‌گردند.

### ۳-۱ کنترل بر اساس سرعت (روش اول)

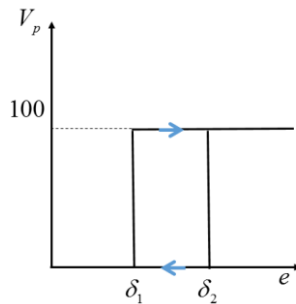
با توجه به اینکه هدف کنترل سرعت آنتن و ثابت نگه‌داشتن آن می‌باشد، به نظر می‌رسد که تلاش کنترلی باید در جهت کاهش سرعت آنتن باشد. بنابراین الگوریتم کنترلی اول مطابق رابطه زیر ارائه می‌گردد.



شکل ۱۷. پاسخ ارتعاشات انتهای تیر برای حالت بدون کنترل و روش کنترلی دوم  
 Fig. 17. Time response of beam end (uncontrolled and method 2)



شکل ۱۸. (الف) ولتاژ اعمالی به عملگر پیزوالکتریک در روش کنترلی دوم، (ب) انرژی مصرفی عملگر پیزوالکتریک (روش کنترلی دوم)  
 Fig. 18. Applied voltage and energy consumption (method 2)



شکل ۱۹. شماتیکی از روش کنترلی سوم  
 Fig. 19. Control method 3 schematic

کاملاً متوقف شده است. به عبارتی با تغییراتی که مطابق رابطه (۲۹) در الگوریتم کنترلی داده شد، کارکرد دائمی پیزوالکتریک اصلاح شده و در نتیجه مطابق شکل ۱۸ میزان مصرف انرژی کل پیزوالکتریک بعد از ۱/۵ ثانیه ثابت شده و به شدت نسبت به الگوریتم کنترل اول کاهش یافته و به مقدار  $E = 0.008J$  رسیده است.

### ۳-۳ کنترل بر اساس سرعت و شتاب (روش سوم)

با وجود این که روش کنترلی دوم تا حد زیادی موثر بوده و ایراد اساسی روش کنترلی اول را برطرف نمود، با مقایسه شکل ۱۷ با شکل ۱۲ مشخص است که در روش کنترلی دوم ارتعاشات انتهایی تیر با دامنه بسیار کوچک ادامه داشته و به صورت کامل کنترل صورت نگرفته است. برای رفع این ایراد در این جا الگوریتم کنترلی سوم ارائه می شود که شماتیکی از آن در شکل ۱۹ نمایش داده شده است.

مطابق این شکل زمانی که سرعت انتهایی تیر کمتر از مقدار  $\delta_1$  باشد، ولتاژی به عملگر پیزوالکتریک اعمال نمی شود و با افزایش خطا به مقدار  $\delta_1$  بیشینه ولتاژ به عملگر اعمال شده و با افزایش مقدار خطا، ولتاژ اعمالی ثابت باقی می ماند. اما زمانی که خطای سرعت از مقدار  $\delta_2$  کمتر بوده و برخلاف حالت قبل، نرخ خطا در حالت کاهش باشد، ولتاژ اعمالی به پیزو حذف می شود. به عبارتی زمانی که خطای سرعت در حال کاهش است، از اعمال ولتاژ به پیزوالکتریک جلوگیری می شود. رابطه ریاضی این روش کنترلی به صورت زیر قابل بیان می باشد:

$$V_p = \begin{cases} -100 & \dot{u} \geq \delta_2 \\ -100 & \delta_1 \leq \dot{u} \leq \delta_2 \text{ \& } \ddot{u} \geq 0 \\ 0 & \delta_1 \leq \dot{u} \leq \delta_2 \text{ \& } \ddot{u} \leq 0 \\ 0 & |\dot{u}| < \delta_1 \\ 0 & -\delta_2 \leq \dot{u} \leq -\delta_1 \text{ \& } \ddot{u} \geq 0 \\ 100 & -\delta_2 \leq \dot{u} \leq -\delta_1 \text{ \& } \ddot{u} \leq 0 \\ 100 & \dot{u} \leq -\delta_2 \end{cases} \quad (30)$$

باید پارامترهای  $\delta_1$  و  $\delta_2$  طوری تعیین شوند که کیفیت کنترلی و میزان مصرف انرژی هر دو مناسب باشد. برای این منظور از الگوریتم

مصرفی عملگر پیزوالکتریک صفر نشده و انرژی مصرفی آن که در شکل ۱۴ نشان داده شده است دائماً در حال افزایش می باشد که ایراد اساسی به الگوریتم ارائه شده وارد می کند. برای رفع این ایراد، الگوریتم کنترلی دوم مطابق بخش بعدی ارائه می گردد.

### ۳-۲ کنترل بر اساس سرعت با در نظر گرفتن حد آستانه (روش دوم)

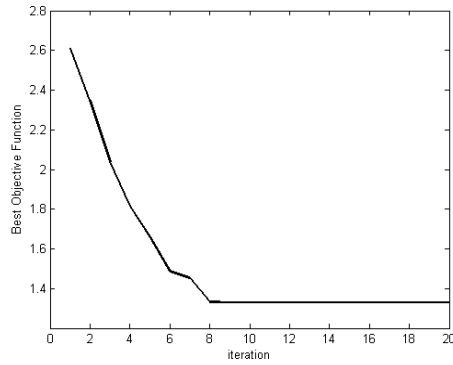
در این جا الگوریتم ارائه شده در رابطه (۲۸)، مطابق رابطه (۲۹) اصلاح می شود. به این صورت که اگر خطای سرعت اندازه گیری از سرعت مطلوب (صفر) کمتر از یک مقدار ( $\delta$ ) باشد، ولتاژی به عملگر پیزوالکتریک اعمال نمی گردد. شماتیکی از این روش کنترلی در شکل ۱۵ نمایش داده شده است.

مدل ریاضی حاکم بر این الگوریتم به صورت زیر می باشد.

$$V_p = \begin{cases} -100 & \dot{u} > \delta \\ 0 & |\dot{u}| < \delta \\ +100 & \dot{u} < -\delta \end{cases} \quad (29)$$

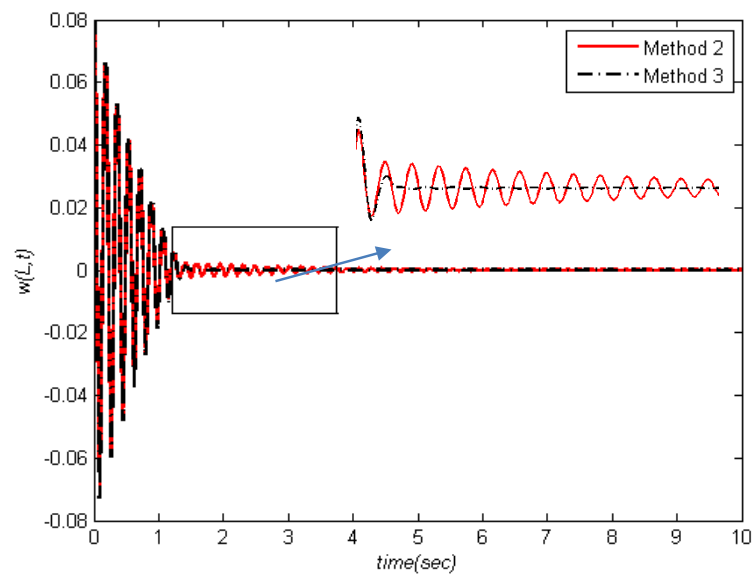
همان طور که مشخص است، پارامتر  $\delta$  در رابطه فوق باید طوری تعیین گردد که سیستم بهترین پاسخ را از نظر کیفیت کنترلی و همچنین تلاش کنترلی داشته باشد. برای این منظور، پارامتر  $\delta$  را تغییر داده و تغییرات زمان کنترل ( $T_s$ ) و همچنین میزان مصرف انرژی را بررسی می نماییم. شکل ۱۶ تاثیر پارامتر  $\delta$  بر زمان کنترل ارتعاشات و زمان کنترل ارتعاشات را نشان می دهد. از این شکل مشخص است که با افزایش این پارامتر تا مقدار  $\delta = 0.11$  زمان کنترل ارتعاشات تقریباً ثابت بوده و با افزایش بیشتر این پارامتر زمان کنترل ارتعاشات افزایش می یابد این در حالی است که مقدار مصرف انرژی در حالت کلی رابطه غیر خطی با پارامتر  $\delta$  دارد. بنابراین مقدار بهینه این پارامتر برابر  $\delta = 0.11$  در نظر گرفته شده و پاسخ سیستم کنترل شده به ازای این مقدار مورد بررسی قرار می گیرد.

شکل ۱۷ ارتعاشات انتهایی تیر را برای روش کنترلی دوم و همچنین پاسخ سیستم بدون کنترل را مقایسه می کنند. ولتاژ اعمالی به پیزوالکتریک در شکل ۱۸ نشان داده شده است. مطابق این شکل مشخص است که ولتاژ اعمالی به پیزوالکتریک بعد از تقریباً ۱/۵ ثانیه



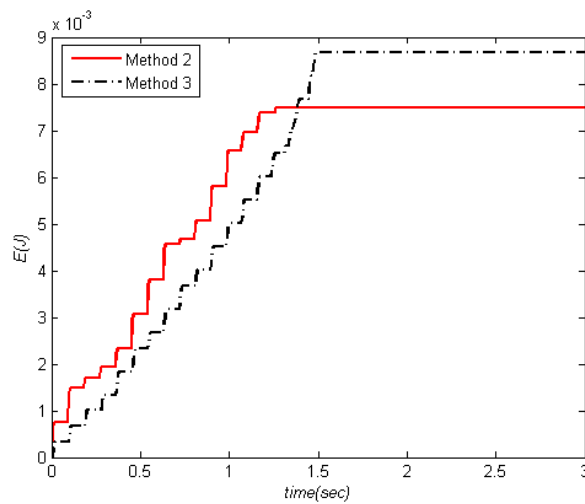
شکل ۲۰. تغییرات بهترین مقدار تابع هدف هر نسل با افزایش نسل ها

Fig. 20. Variation of best objective function versus generation



شکل ۲۱. مقایسه ارتعاشات تیر بر اساس روش کنترلی دوم و سوم

Fig. 21. Time response of beam end (method 2 and method 3)



شکل ۲۲. مقایسه مصرف انرژی کل پیزوالکتریک بر اساس روش کنترلی دوم و سوم

Fig. 22. Energy consumption (method 2 and method 3)

جدول ۱. مقایسه کمی الگوریتم‌های ارائه شده

Table 1. Comparison of proposed methods results

زمان نشست(ثانیه)	انرژی مصرف شده (میلی ژول)	
۱/۳۳	در حال افزایش	روش اول
۴/۲	۷/۳	روش دوم
۱/۳۴	۸/۶	روش سوم

انرژی در دو روش می‌باشد. در حالی که روش کنترلی سوم منجر به نتایج کنترلی به مراتب بهتر شده است.

ژنتیک استفاده می‌شود. برای این منظور یک تابع هدف وزن دار شامل زمان کنترل و همچنین مصرف انرژی به صورت زیر تعریف می‌شود.

### ۳-۴ اثبات پایداری

برای بررسی پایداری روش‌های ارائه شده معادله سیستم را در فضای حالت نوشته و از روش پایداری لیاپانوف استفاده می‌کنیم. با تعریف متغیرهای  $x = u$  و  $y = \dot{u}$  معادله (۲۰) به صورت زیر قابل بازنویسی می‌باشد:

$$f(\delta_1, \delta_2) = W_1 T_s + W_2 E \quad (31)$$

$$\begin{aligned} \dot{x} &= y \\ \dot{y} &= 2\xi\omega_n y - \omega_n^2 x + k_p V(t) \end{aligned} \quad (32)$$

برای آنالیز پایداری این سیستم تابع لیاپانوف به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$L(x, y) = \omega_n^2 x^2 + y^2 \quad (33)$$

با محاسبه مشتق این تابع نسبت به زمان داریم:

$$\frac{dL}{dt} = 2\omega_n^2 x\dot{x} + 2y\dot{y} \quad (34)$$

با اعمال رابطه (۳۲) در رابطه (۳۴) داریم:

مسئله بهینه‌سازی با هدف کمینه‌کردن تابع هدف فوق و با در نظر گرفتن پارامترهای  $\delta_1$  و  $\delta_2$  به عنوان متغیرهای بهینه‌سازی، تعریف شده و از الگوریتم ژنتیک برای حل مسئله بهینه‌سازی استفاده می‌شود [۳۵]. در اجرای این بهینه‌سازی، تعداد جمعیت برابر ۵۰، تعداد نسل برابر ۲۰ و نرخ همگذری برابر ۰/۷ در نظر گرفته شده است. شکل ۲۰ تغییرات تابع هدف را با افزایش نسل‌ها نشان می‌دهد. مطابق این شکل تقریباً بعد از ۹ نسل، الگوریتم همگرا شده و مقدار تابع هدف ثابت مانده است.

پارامترهای بهینه به دست آمده برای این مسئله بهینه‌سازی برابر  $\delta_1 = 0.14$  و  $\delta_2 = 0.11$  می‌باشد. نتیجه جالب توجه این است که مقدار  $\delta_2$  با مقدار بهینه به دست آمده برای  $\delta$  در روش کنترلی دوم برابر است. به عبارتی هر دو روش برای مقادیر  $|\epsilon| > \delta = 0.11$  رفتار مشابهی دارند و اختلاف آن‌ها برای خطاهای کمتر از این مقدار است. برای مقایسه عملکرد روش کنترلی دوم و سوم، پاسخ ارتعاشات انتهای تیر بر اساس هر دو روش در شکل ۲۱ نمایش داده شده است. مشخص است که در روش کنترلی سوم، ارتعاشات به طور کامل کنترل شده است.

میزان مصرف کل انرژی نیز در شکل ۲۲ برای دو روش نمایش داده شده است که به وضوح نشان‌دهنده اختلاف بسیار اندک مصرف

### مراجع

- [1] L.-L. Fu, A. Cazenave, Satellite altimetry and earth sciences: a handbook of techniques and applications, Elsevier, 2000.
- [2] J. Zhao, Z. Cai, Nonlinear dynamics and simulation of multi-tethered satellite formations in Halo orbits, Acta Astronautica, 681-673 (2008) (6-5)63.
- [3] T. Iida, Satellite communications: system and its design technology, IOS Press, 2000.
- [4] Zeynab Aghajani, Ehsan Zabihian, M. Mirshams, GEO Communication Satellite Engineering Design Code Journal of space science and technology, (2017) 54).
- [5] S. Gao, K. Clark, M. Unwin, J. Zackrisson, W. Shiroma, J. Akagi, K. Maynard, P. Garner, L. Boccia, G. Amendola, Antennas for modern small satellites, IEEE Antennas and Propagation Magazine, 56-40 (2009) (4)51.
- [6] Ehsan Maani, Hossein Nejat Pishkenari, A.R. Kosari, Satellite 3Axis Attitude Control Using the Combination of Reaction Wheels and Thrusters Journal of space science and technology, (2018) 11).
- [7] G.B. Maganti, S.N. Singh, Simplified adaptive control of an orbiting flexible spacecraft, Acta Astronautica, (8-7)61 589-575 (2007).
- [8] Y. Ding, X. Shi, S. Gao, H. Wu, R. Zhang, Analysis of tracking-pointing error and platform vibration effect in inter-satellite terahertz communication system, in: 2017 Chinese Automation Congress (CAC), IEEE, 2017, pp. 434-430.
- [9] S. Wu, Y. Liu, G. Radice, S. Tan, Autonomous pointing control of a large satellite antenna subject to parametric uncertainty, Sensors, 560 (2017) (3)17.
- [10] S.-B. Choi, Y.-M. Han, Piezoelectric actuators: control applications of smart materials, CRC Press, 2016.
- [11] S.A. Bagherzadeh, M. Salehi, Experimental and numerical studies on energy harvesting from harmonic loads acting upon the wings of high aspect ratio MAVs, Modares Mechanical Engineering, 7-1 (2019) (9)18.
- [12] N. Formica, L.B. Crema, C. Galeazzi, F. Morganti, Vibration control of satellite panels by means of piezoelectric elements, WIT Transactions on The Built Environment, (1970) 22).

$$\frac{dL}{dt} = 2\omega_n^2 xy + 2y$$

$$(-2\xi\omega_n y - \omega_n^2 x + k_p V(t)) = \quad (35)$$

$$-2\xi\omega_n y^2 + 2yk_p V(t)$$

با توجه به این که در هر سه روش کنترلی علامت ولتاژ اعمالی ( $V(t)$ ) قرینه سرعت انتهای تیر ( $y = \dot{u}$ ) می باشد، منفی بودن تابع لیاپانوف و در نتیجه پایداری سیستم تضمین می شود.

### ۳-۵ مقایسه کمی روش ها

برای این که سه الگوریتم پیشنهادی قابل مقایسه با همدیگر باشند، باید به صورت کمی با هم مقایسه شوند. برای این منظور پارامتر زمان نشست (زمانی که بعد از آن دامنه ارتعاشات انتهای تیر کمتر از ۱٪ مقدار اولیه جابجایی باشد) و همچنین میزان مصرف انرژی عملگر در جدول زیر برای سه الگوریتم نشان داده شده است.

با توجه به جدول ۱ مشخص است که روش کنترلی سوم در مجموع با توجه به کیفیت کنترلی و همچنین تلاش کنترلی، روش مناسب تری می باشد.

### ۴- نتیجه گیری

در این مقاله مدل سازی ریاضی و کنترل ارتعاشات آنتن ماهواره کیوبست ارائه گردید. برای این منظور از سنسور و عملگر پیزوالکتریک استفاده شده و با در نظر گرفتن تئوری تیر اویلر- برنولی و روش جداسازی گلرکین مدل متمرکز سیستم استخراج گردید. سه روش کنترلی با در نظر گرفتن محدودیت اعمال ولتاژ گسسته (مثبت و منفی صد ولت) ارائه شده و از نظر مصرف انرژی و کیفیت کنترلی مقایسه شدند. همچنین پارامترهای موجود در روش های کنترلی آنالیز و با استفاده از الگوریتم ژنتیک مقدار بهینه آنها تعیین شد. نتایج به دست آمده نشان می دهد که روش کنترلی بر اساس سرعت و شتاب دارای کیفیت کنترلی بسیار مناسب بوده و از نظر میزان مصرف انرژی نیز بهینه می باشد. از الگوریتم ارائه شده می توان برای سایر سیستم های مشابه که ماهیت ورودی کنترلی آنها روشن- خاموش می باشد نیز می توان استفاده نمود. پیاده سازی روش کنترلی ارائه شده در این مقاله در حالت کلی بر روی سیستم های دینامیکی پیشنهاد نویسندگان برای مطالعات آتی می باشد.

- Institute, 107-95 (2016) (1)353.
- [23] M. Asghari, S.M. Rezaei, M. Zareinejad, Robust position control of piezoelectric actuator using self sensing actuation, (2016).
- [42] H. Biglari, M.N. Ansaroudi, S.R. Movahhed, Static Response of Smart Beams Equipped with Extension/Shearing Piezoelectric Patches Considering Poisson's Effect Based on Different Theories, Mechanical Engineering, 2017) (4)48).
- [25] M.H. Azimi, A. Mazidi, M. Azadi, Active Flutter Control of a Swept Wing with an Engine by using Piezoelectric Actuators, Amirkabir Journal of Mechanical Engineering, 2018) (3)51).
- [26] M. Naderi, A. Ariaei, Repair of Free Vibration Behavior of a Cracked Rotating Timoshenko Beam Using a Piezoelectric Patch and Applying Differential Transform Method, Amirkabir Journal of Mechanical Engineering, 108-97 (2019) (1)51.
- [27] T. Malzer, H. Rams, M. Schöberl, Energy-Based In-Domain Control of a Piezo-Actuated Euler-Bernoulli Beam, IFAC-PapersOnLine, 149-144 (2019) (2)52.
- [28] M. Paluszek, E. De Castro, D. Hyland, The CubeSat book, Plainsboro, New Jersey, (3 (2010).
- [29] N. Jalili, Piezoelectric-based vibration control: from macro to micro/nano scale systems, Springer Science & Business Media, 2009.
- [30] N. Chattaraj, G. Ananthasuresh, R. Ganguli, Design of a distributed compliant mechanism using spring-lever model and topology optimization for piezoelectrically actuated flapping wings, Mechanics of Advanced Materials and Structures, 126-118 (2021) (2)28.
- [31] S.S. Rao, Vibration of continuous systems, Wiley Online Library, 2007.
- [32] E.M. Miandoab, A. Yousefi-Koma, H.N. Pishkenari, F. Tajaddodianfar, Study of nonlinear dynamics and chaos in MEMS/NEMS resonators, Communications in Nonlinear Science and Numerical Simulation, -611 (2015) (3-1)22 622.
- [33] M. Asghari, S.M. Rezaei, A.H. Rezaie, M. Zareinejad, [13] B.N. Agrawal, M.A. Elshafei, G. Song, Adaptive antenna shape control using piezoelectric actuators, Acta Astronautica, 826-821 (1997) (11)40.
- [14] S. Kayastha, O. Tekinalp, K. Ozgoren, Quaternion based state dependent ricatti equation control of a satellite camera on piezoelectric actuators, in: AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, 2010, pp. 8378.
- [15] M. Elmadany, K. Alsaif, M. Foda, A. Albedah, Active Vibration Control of Satellite Panels using Piezoelectric Actuators and Sensors, in: Proceedings of the 2nd International Conference on Systems, Control, Power, Robotics (SCOPORO'2013), (13, pp. 19-13.
- [16] W.B. Li, X.R. Li, Z.G. Zhao, Y.Y. Wang, Y. Zhao, Optimal piezoelectric sensors and actuators deployment for active vibration suppression of satellite antenna reflector, in: Advanced Materials Research, Trans Tech Publ, 2012, pp. 1494-1490.
- [17] M. Azadi, E. Azadi, S.A. Fazelzadeh, Robust Inverse Dynamic Control of a Maneuvering Smart Flexible Satellite with Piezoelectric Layers, International Journal of Acoustics & Vibration, 2017) (4)22).
- [18] M. Makhtoumi, Active Vibration Control of Launch Vehicle on Satellite Using Piezoelectric Stack Actuator, arXiv preprint arXiv:2018) ,1903.07396).
- [19] C. Vasques, J.D. Rodrigues, Active vibration control of smart piezoelectric beams: comparison of classical and optimal feedback control strategies, Computers & structures, 1414-1402 (2006) (23-22)84.
- [20] T. Sangpet, S. Kuntanapreeda, R. Schmidt, Adaptive Vibration Control of Piezoactuated Euler-Bernoulli Beams Using Infinite-Dimensional Lyapunov Method and High-Order Sliding-Mode Differentiation, Journal of Engineering, 2014) 2014).
- [21] S. Aligholizadeh, M.A. Hamed, R. Hassannejad Qadim, Active vibration control of the clamped beam with length and location optimized piezoelectric patches Please refer to letter to editor, Modares Mechanical Engineering, (9)15 22-11 (2015).
- [22] K. Yildirim, I. Kucuk, Active piezoelectric vibration control for a Timoshenko beam, Journal of the Franklin



- piezoelectric actuated beams, Computers & structures, 1808-1797 (2002) (23)80.
- [35] C.R. Houck, J. Joines, M.G. Kay, A genetic algorithm for function optimization: a Matlab implementation, Ncsu-ie tr, 10-1 (1995) (09)95.
- H. Ghafarirad, Self-sensing actuation using online capacitance measurement with application to active vibration control, Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 200-186 (2015) (2)26.
- [34] M. Yocum, H. Abramovich, Static behavior of

چگونه به این مقاله ارجاع دهیم

*E. Maani, E. Zabihian, CubeSat antenna vibration control using piezoelectric bender considering system requirements, AmirKabir J. Mech Eng., 53(4) (2021) 2217-2238.*

DOI: [10.22060/mej.2021.17464.6604](https://doi.org/10.22060/mej.2021.17464.6604)



