



Article Info

Received: 2021-2-27  
Accepted: 2021-8-5

Keywords

Satellite antenna,  
Piezoelectric sensor,  
Vibration frequency, System  
identification

How to Cite this article

Experimental Identification of Satellite Antenna Dynamics”, *Journal of Space Science, Technology and Applications*, vol 1 (1), p.: 1-12, 2021.

# Experimental Identification of Satellite Antenna Dynamics

Ehsan Maani Miandoab<sup>1</sup>, Ehsan Zabihian<sup>\*2</sup> and Hossein Najafi<sup>3</sup>

1. Department of Mechanical Engineering, University of Tehran, Tehran, Iran, e.maani@ut.ac.ir
  2. Department of Mechanical Engineering, University of Tehran, Tehran, Iran e.zabihian@isrc.ac.ir
  3. Department of Mechanical Engineering, University of Tehran, Tehran, Iran h.najafi1234@gmail.com
- \*Corresponding author

## Abstract

In all types of satellites, communication systems are utilized for data transmission between satellite and ground stations. pointing the communication antennas to the ground is necessary for the correct mission transmission information. The vibration of the satellite antenna leads to deforming antenna pattern, creating noise and reducing connection quality. Moreover, working the attitude control actuators near the antenna's natural frequency leads to its resonance and large amplitude vibration in the antenna and satellite structure. Thus it is necessary to identify the satellite antenna dynamic behavior as natural frequency and damping ratio. In this paper, the satellite antenna is intended as a smart beam, based on the free vibration of clamped-free beam shape of satellite antenna and sensing its vibration by the piezoelectric sensor, its dynamic characteristic as damping and frequency is identified and verified by comparing the results with experimental ones. The considered mathematical model is very accurate and this model can be used to determine the dynamic behavior of the antenna in different satellite secondary structures.



## دو فصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی

سال اول، شماره ۱، صفحه ۱-۱۲  
بهار و تابستان ۱۴۰۰

دسترس پذیر در نشانی:  
[Journal.isrc.ac.ir/article\\_137475.html](http://Journal.isrc.ac.ir/article_137475.html)

DOI:  
10.22034/JSTA.2021.275330.1014

### مقاله پژوهشی

## شناسایی دینامیک آنتن ماهواره به صورت تجربی

احسان معانی<sup>۱</sup>، احسان ذبیحیان<sup>۲\*</sup>، حسین نجفی<sup>۳</sup>

۱- دانشکده فنی، دانشگاه تهران، تهران، ایران e.maani@ut.ac.ir

۲- دانشکده فنی، دانشگاه تهران، تهران، ایران، e.zabihian@isrc.ac.ir

۳- دانشکده فنی، دانشگاه تهران، تهران، ایران، h.najafi1234@gmail.com

\* (نویسنده مسئول)

### تاریخچه داوری

دریافت: ۱۳۹۹/۱۲/۰۹

پذیرش: ۱۴۰۰/۰۵/۱۴

### واژه‌های کلیدی

آنتن ماهواره، سنسور  
پیزوالکتریک، فرکانس ارتعاش،  
شناسایی سیستم

### نحوه استناد به این مقاله

احسان معانی، احسان ذبیحیان، حسین نجفی، "شناسایی دینامیک آنتن ماهواره به صورت تجربی"، دو فصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، جلد اول، شماره اول، صفحات ۱-۱۲، ۱۴۰۰.

### چکیده

در این مقاله به صورت تجربی به شناسایی دینامیک حاکم بر آنتن ماهواره کیوبست و استخراج پارامترهای فیزیکی آن پرداخته می‌شود. برای این منظور، آنتن ماهواره به صورت یک تیر هوشمند مجهز به یک سنسور پیزوالکتریک خمشی در نظر گرفته شده و مدل ریاضی حاکم بر آن بر اساس معادله تیر اوپلر- برنولی و با در نظر گرفتن معادلات حاکم بر کوپلینگ الکترومکانیکی سنسور پیزوالکتریک استخراج می‌شود. معادلات مشتقات جزئی بر اساس مود ارتعاشی اول تیر و با استفاده از روش گالرکین به یک معادله دیفرانسیل تبدیل می‌شود که پارامترهای میرایی و فرکانس طبیعی آنتن نامعلوم است. با انجام تست‌های تجربی و ثبت نتایج با سنسور پیزوالکتریک، پارامترهای مجهول آن مانند میرایی و فرکانس طبیعی استخراج شده است. برای محاسبه میرایی، از روش حداقل مربعات خطا و برای تعیین فرکانس، از تبدیل فوریه سیگنال خروجی استفاده می‌شود. مقایسه نتایج به دست آمده از مدل با نتایج تجربی نشان می‌دهد، مدل ریاضی در تعیین دامنه ارتعاشات آنتن دارای خطای کمتر از ۱۰٪ و هم‌چنین برای تعیین فرکانس ارتعاشات دارای خطای کمتر از ۱٪ بوده و می‌توان از این مدل در تعیین رفتار دینامیکی آنتن در شرایط مختلف ماهواره استفاده نمود. نوآوری اصلی این مقاله، ارائه یک متدولوژی مشخص برای شناسایی دینامیک آنتن ماهواره با استفاده از سنسور پیزوالکتریک و استخراج پارامترهای نامعلوم آنتن با ترکیب روش حداقل مربعات خطا و تبدیل فوریه است.

## ۱- مقدمه

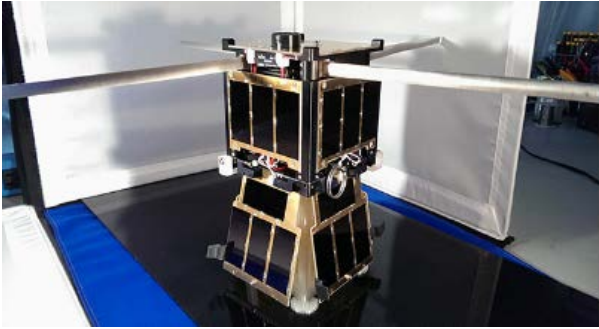
می‌شود. بنابراین، شناسایی رفتار دینامیکی آنتن کاملاً ضروری است. از این‌رو، مدل‌سازی دینامیکی، شبیه‌سازی و کنترل ارتعاشات آنتن‌های ماهواره موضوع مورد علاقه محققان مختلف بوده و مطالعات بسیار زیادی تاکنون انجام شده که به بررسی تاثیر ارتعاشات آنتن بر قدرت انتقال سیگنال، شناسایی دینامیک آنتن ماهواره، تاثیر ارتعاشات آنتن‌ها بر روی دینامیک بدنه اصلی ماهواره و کنترل ماهواره و آنتن‌ها پرداخته‌اند. به عنوان نمونه، در ادامه به تعدادی از مطالعات انجام شده در این زمینه اشاره می‌شود.

دینگ و همکاران، تاثیر ارتعاشات ماهواره بر قدرت سیگنال منتقل شده توسط آنتن را بررسی کرده و به این نتیجه رسیدند که با افزایش ارتعاشات پلتفرم ماهواره، سیگنال انتقالی توسط آنتن بسیار ضعیف می‌شود [۸]. تشخیص فرکانس اجزای مختلف ماهواره در هنگام حمل با ماهواره‌بر و همچنین در حین کنترل موقعیت و وضعیت ماهواره در مدار، دارای اهمیت بسیار زیادی است. با دانستن فرکانس طبیعی و میرایی اجزای مهم ماهواره، می‌توان اتصالات آن‌ها به ماهواره و همچنین بستر اتصال آن‌ها به ماهواره را طوری طراحی کرد که از کمترین میزان ارتعاشات برخوردار باشند [۹]. تاثیر ارتعاشات آنتن ماهواره کیوب‌ست ماکسول که در سال ۲۰۲۱ به فضا پرتاب خواهد شد، با جزئیات در [۱۰] بررسی شده است. مدل دینامیکی ماهواره به همراه اجزای انعطاف‌پذیر، در [۱۱] استخراج شده و از روش لاگرانژین برای استخراج معادلات حاکم استفاده شده است. در سال ۲۰۱۸، یو و همکاران مدل دینامیکی غیرخطی آنتن سهموی ماهواره به صورت عددی و آزمایشی مورد بررسی قرار دادند [۱۲]. در این مقاله، آنتن ماهواره به صورت یک پوسته چندلایه در نظر گرفته شده و در استخراج معادلات دینامیکی آن، ترم‌های غیرخطی مربوط به مواد و هندسه لحاظ شده است. مقایسه بین نتایج تجربی و نتایج عددی به دست آمده از حل معادلات غیرخطی، نشان‌دهنده تطابق بسیار مناسب بین آن‌ها است. فرکانس طبیعی چندین آنتن ماهواره با چیدمان‌های مختلف با استفاده از روش اجزا محدود انجام شده و فرکانس طبیعی آنتن بر اساس تست تجربی در محفظه خلا در این مقاله استخراج و صحت‌سنجی شده است [۱۳]. علی و همکاران به بررسی فرکانس طبیعی صفحه چندلایه که می‌تواند به عنوان آنتن در برخی ماهواره‌ها مورد استفاده قرار گیرد پرداختند. در این مقاله، از روش انرژی برای استخراج معادلات و فرکانس طبیعی استفاده شده است [۱۴]. در ماهواره‌های بسیار بزرگ که امکان تست کل ماهواره

در دنیای امروز، ماهواره‌ها نقش به‌سزایی در زندگی بشر و نیازمندی‌های روزمره ایفا می‌نمایند. تصویربرداری، ارتباطات رادیویی و مخابراتی، سنجش و پایش اراضی و ناهمواری‌های زمین، نقشه‌برداری، ستاره‌شناسی، هواشناسی و کاربردهایی از این قبیل معمولاً توسط ماهواره‌ها انجام می‌شود. در یک ماهواره، زیرسیستم‌های مختلفی در کنار یکدیگر فعالیت نموده تا یک مأموریت فضایی به‌درستی انجام شود. زیرسامانه‌های سازه- مکانیزم، تعیین و کنترل وضعیت، مخابرات، پردازش و مدیریت داده، کنترل حرارت، توان الکتریکی و محموله از جمله زیرسامانه‌های متداول ماهواره هستند [۱]. در طول مأموریت ماهواره، اطلاعات از ماهواره به ایستگاه زمین منتقل می‌شود که داده‌های تله‌متری نامیده می‌شود و هم‌چنین به تعدد فرمان‌هایی از ایستگاه زمینی به ماهواره منتقل می‌شود که داده‌های تله‌کامند است. اکثر ماهواره‌ها، برای تبادل اطلاعات به زمین مجهز به سیستم مخابراتی و آنتن هستند [۲]. طراحی سیستم مخابراتی با توجه به مدار ماهواره، نرخ ارسال داده، زاویه دید بین ماهواره و ایستگاه زمینی، بحث‌های امنیتی و هم‌چنین الزامات سیستمی ماهواره، با در نظر گرفتن بودجه‌های جرمی و توانی انجام می‌شود [۳، ۴]. باند S، باند UHF، باند VHF و باند X فرکانس‌های معمول انتقال اطلاعات بین ماهواره و ایستگاه زمینی است [۵].

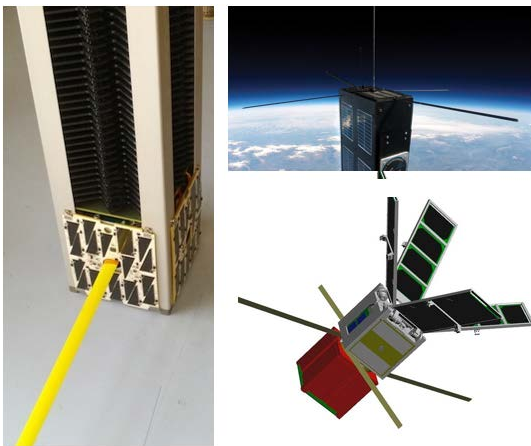
با توجه به فرکانس کاری آنتن ماهواره، لازم است صفحه آنتن ماهواره با دقت زاویه‌ای مشخص شده‌ای به سمت زمین نشانه‌روی شود. این مسئولیت در ماهواره بر عهده زیرسیستم تعیین و کنترل وضعیت است [۶]. کنترل وضعیت ماهواره که به علت اغتشاشات مختلف در حال انجام است، باعث تحریک آنتن‌ها و ارتعاش آن‌ها می‌شود که معمولاً دارای میرایی کم بوده و ارتعاشات آن‌ها در دوره زمانی طولانی رخ می‌دهد. بررسی دینامیک آنتن‌های ماهواره و تاثیر آن‌ها بر دینامیک ماهواره مهم است و در طراحی و ساخت بهینه ماهواره‌ها بسیار تاثیرگذار است [۷]. هم‌چنین کوپلینگ دینامیکی بین آنتن و بدنه ماهواره باعث ایجاد اغتشاش و تغییر وضعیت ماهواره می‌شود. نشانه‌روی آنتن مخابراتی به سمت زمین برای انتقال درست اطلاعات ضروری بوده و به وجود آمدن ارتعاش در آن باعث ایجاد نویز و حتی از دست رفتن ارتباط با زمین می‌شود. هم‌چنین اگر عملگرهای کنترلی ماهواره در فرکانسی نزدیک به فرکانس طبیعی آنتن فعال باشد، باعث ایجاد تشدید و تغییر شکل‌های بزرگ در آنتن

شکل ۲ نیز ماهواره کای ست<sup>۴</sup> را قبل از پرتاب نشان می‌دهد [۲۳]. آنتن‌های ماهواره که در شکل مشاهده می‌شود، آنتن‌های باند UHF است.



شکل ۲. ماهواره کای ست [۲۳]

همان‌طور که در شکل‌های ۱ و ۲ نشان داده شده است، در بسیاری از موارد، به ویژه در ماهواره‌های کیوب‌ست، آنتن ماهواره به صورت یک تیر یک‌سر درگیر است. نمونه‌های دیگری از این نوع آنتن‌ها نیز در شکل زیر ارائه شده است.



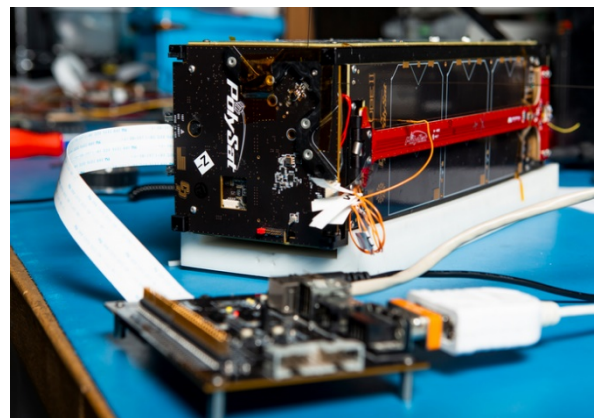
شکل ۳. نمونه‌های ماهواره با آنتن [۲۳]

همان‌گونه که اشاره شد، شناسایی دینامیک آنتن ماهواره از چندین نظر دارای اهمیت ویژه است:

- مدل‌سازی اغتشاشات وارد شده به ماهواره از طرف آنتن
- شناسایی فرکانس طبیعی آنتن برای جلوگیری از رزونانس آنتن و ایجاد تغییر شکل‌های بزرگ
- شناسایی ضریب میرایی آنتن برای تشخیص زمان میرا شدن آنتن و برقراری ارتباط مخابراتی

وجود ندارد، اجزای مختلف ماهواره به صورت جداگانه تست شده و فرکانس طبیعی کل ماهواره از روی دینامیک اجزای مختلف تشخیص داده می‌شود [۱۵]. یکی از روش‌هایی که برای این منظور استفاده می‌شود، ترکیب مود اجزا<sup>۱</sup> است.

در سال ۲۰۱۷، در [۱۶]، کنترل و نشانه‌روی آنتن سنگین ماهواره با وجود عدم قطعیت مورد بررسی قرار گرفت. برای کنترل ارتعاشات آنتن‌های ماهواره، از روش‌های فعال و غیرفعال زیادی استفاده شده است. به عنوان مثال، می‌توان به دمپرهای جرمی تنظیم شده<sup>۲</sup>، افزایش میرایی سازه‌ای [۱۷]، استفاده از مکانیزم‌های خاص برای میرایی [۱۸] و همچنین استفاده غیرفعال از مبدل‌های پیزوالکتریک [۱۹] اشاره کرد. کنترل وضعیت و همچنین کنترل ارتعاشات آنتن غشایی ماهواره با استفاده از عملگر کابلی توسط فان و همکاران در سال ۲۰۲۰ ارائه شد [۲۰]. در این پژوهش، معادلات حاکم با روش لاگرانژین استخراج شده و از روش کنترل فیدبک بر اساس کواترنیون برای کنترل ارتعاشات و وضعیت آنتن استفاده شده است. وانگ و همکاران در سال ۲۰۲۱ به کنترل ارتعاشات آنتن با استفاده از میرایی سازه‌ای در حین باز شدن آن‌ها پرداختند [۲۱]. همچنین روش‌های کنترلی فعال مانند مد لغزشی<sup>۳</sup>، روش LQR و بسیاری از روش‌های دیگر برای کنترل ارتعاشات فعال ماهواره با وجود آنتن‌ها و سایر المان‌های انعطاف‌پذیر مانند آرایه‌های خورشیدی به کار رفته است. آنتن‌های برخی ماهواره‌ها به صورت بازشونده هستند. به عنوان مثال، نمونه‌ای از آنتن بازشونده ماهواره پلی-ست در شکل ۱ نشان داده شده است [۲۲].



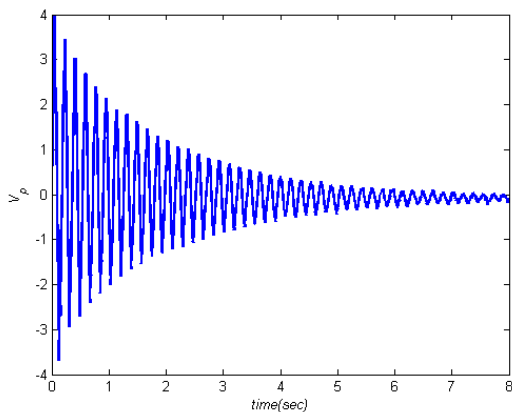
شکل ۱. ماهواره پلی ست به همراه آنتن بازشونده می‌دهد [۲۲]

3 Sliding Mode Control  
4 Kysat

1 Component mode synthesis  
2 Tuned mass dampers

و با استفاده از پورت سریال به کامپیوتر ارسال می‌شود. برای ثبت و مشاهده داده‌ها، از نرم‌افزار پایتون<sup>۱</sup> استفاده می‌شود. برای تست ارتعاشات آنتن، جابه‌جایی‌های اولیه ۲، ۴، ۶ و ۸ سانتی‌متر به انتهای آنتن اعمال شده و ولتاژ خروجی پیزوالکتریک ثبت می‌شود.

هدف از این مقاله، شناسایی پارامترهای مجهول آنتن در جابه‌جایی اولیه ۸ سانتی‌متر و سپس صحت‌سنجی مدل در سایر مقادیر ارتعاشات است. شکل ۵، خروجی سنسور پیزوالکتریک برای جابه‌جایی اولیه ۸ سانتی‌متر را نشان می‌دهد.

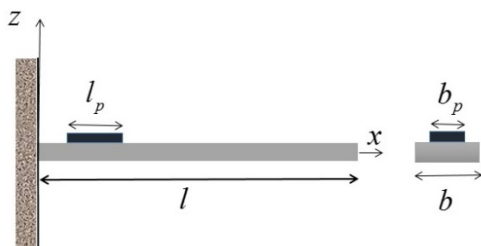


شکل ۵. ولتاژ (ولت) خروجی پیزوالکتریک در تغییر شکل اولیه ۸ سانتی متر

در بخش بعد به استخراج معادلات دینامیکی آنتن پرداخته می‌شود.

### ۳- معادلات حاکم بر آنتن

در این بخش، مدل‌سازی ریاضی آنتن به همراه سنسور پیزوالکتریک بررسی می‌شود. شکل زیر شماتیکی از آنتن به همراه سنسور پیزوالکتریک را نشان می‌دهد.



شکل ۶. شماتیکی از آنتن به همراه سنسور پیزوالکتریک

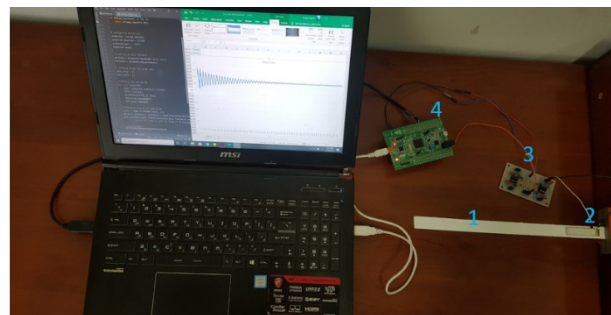
- کنترل ارتعاشات آنتن برای رسیدن به دقت نشانه‌روی بالاتر نیازمند مدل‌سازی دینامیک آنتن است.

با وجود مطالعات مختلف در زمینه کنترل و شناسایی دینامیک ماهواره، تاکنون هیچ مطالعه‌ای به صورت تجربی به بررسی و مدل‌سازی رفتار دینامیکی آنتن ماهواره کیوب‌ست نپرداخته است. در این مقاله با آماده‌سازی یک بستر تست، آنتن یک ماهواره نمونه تست شده و با مدل‌سازی آن بر اساس تیر یک‌سر درگیر، پارامترهای فیزیکی آن مانند فرکانس طبیعی و ضریب میرایی شناسایی شده است. برای داده‌برداری از ارتعاشات آنتن، از یک سنسور پیزوالکتریک خمشی استفاده شده و نتایج به دست آمده با مدل ریاضی حاکم مقایسه و صحت‌سنجی شده است.

ساختار این مقاله شامل معرفی بستر تست، استخراج معادلات حاکم بر آنتن، استخراج معادلات حاکم بر سنسور پیزوالکتریک، پیدا کردن پارامترهای مجهول و در نهایت جمع‌بندی و نتیجه‌گیری است.

### ۲- بستر تست

بستر تست ارتعاشات آنتن شامل آنتن (۱)، سنسور پیزوالکتریک (۲)، برد درایور سنسور پیزوالکتریک (۳) و پردازنده (۴) در شکل ۴ نشان داده شده است.



شکل ۴. بستر تست ارتعاشات آنتن

برای مانیتور کردن ارتعاشات آنتن از یک سنسور پیزوالکتریک خمشی استفاده شده است. خروجی سنسور، برای تقویت و حذف نویزها به یک برد الکترونیکی درایور ارسال شده و پس از آن به یک برد الکترونیکی با پردازنده STM32 منتقل

$$\int_0^l \varphi(x) T(w) dx = 0 \Rightarrow m\ddot{u} + c\dot{u} + ku = 0 \quad (5)$$

که پارامترهای ظاهر شده در معادله (5) به صورت زیر است:

$$k = EI \int_0^l \varphi(x) \frac{d^4 \varphi(x)}{dx^4} dx \quad (6)$$

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

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

در واقع معادله (5) معادله یک جرم-فنر-دمپر خطی با ارتعاشات آزاد است. معادله مرتبه دوم معمولاً به صورت استاندارد زیر بیان می‌شود:

$$\ddot{u} + 2\zeta\omega_n\dot{u} + \omega_n^2 u = 0 \quad (7)$$

که به ترتیب ضریب میرایی و فرکانس طبیعی سیستم (فرکانس ارتعاشات بدون میرایی) به صورت زیر است:

$$\omega_n = \sqrt{\frac{k}{m}} \quad \zeta = 2\sqrt{km}$$

با گرفتن تبدیل لاپلاس از طرفین معادله (7)، تبدیل لاپلاس ارتعاشات انتهایی تیر به صورت زیر است:

$$U(s) = \frac{s + 2\zeta\omega_n}{(s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2)} U_0 \quad (8)$$

که  $U_0$  میزان جابه‌جایی اولیه انتهایی آنتن است.

#### ۴- معادلات حاکم بر سنسور پیزوالکتریک

در این قسمت، به استخراج معادلات حاکم بر سنسور پیزوالکتریک پرداخته می‌شود. سنسور پیزوالکتریک یک سیستم الکترومکانیکی است که کرنش اعمالی را به سیگنال الکتریکی

اگر  $w(x, t)$  تغییر شکل آنتن در لحظه  $t$  و در نقطه  $x$  باشد، معادله حاکم بر دینامیک آن بر اساس تئوری اویلر-برنولی و با فرض ناچیز بودن جرم سنسور پیزوالکتریک در مقایسه با جرم آنتن، به صورت زیر است:

$$T(w) = EI \frac{\partial^4 w}{\partial x^4} + \rho A \frac{\partial^2 w}{\partial t^2} + C \frac{\partial w}{\partial t} - q(x, t) = 0 \quad (1)$$

که در این معادله  $E$ ،  $I$ ،  $\rho$ ،  $A$  و  $C$  به ترتیب مدول یانگ، ممان اینرسی سطحی آنتن، چگالی، مساحت مقطع و ضریب میرایی آنتن است. همچنین  $q(x, t)$  بار خارجی وارد شده به آنتن است. از آنجا که پیزوالکتریک در این‌جا نقش سنسور داشته و ولتاژ خارجی به آن اعمال نمی‌شود، بار خارجی به سیستم وارد نمی‌شود.

برای حل معادله (1) از روش گلرکین<sup>۱</sup> استفاده می‌کنیم. به این صورت که تغییر شکل به صورت زیر بازنویسی می‌شود:

$$w(x, t) = u(t)\varphi(x) \quad (2)$$

که  $\varphi(x)$  شکل مود اول مربوط به تیر یک‌سر درگیر و به صورت رابطه (3) است:

$$\varphi(x) = \frac{\cosh(\gamma_1 x) - \cos(\gamma_1 x) - \lambda(\sinh(\gamma_1 x) - \sin(\gamma_1 x))}{\cosh(\gamma_1 l) - \cos(\gamma_1 l) - \lambda(\sinh(\gamma_1 l) - \sin(\gamma_1 l))};$$

که  $\lambda$  یک پارامتر واسطه و  $\gamma_1$  مقدار ویژه مربوط به مود اول ارتعاشی بوده و به صورت رابطه (4) است:

$$\lambda = \frac{\sinh(\gamma_1) - \sin(\gamma_1)}{\cosh(\gamma_1) - \cos(\gamma_1)}; \quad \gamma_1 = 1,87510407 \quad (4)$$

مطابق رابطه (3)، ضریب شکل مود طوری انتخاب می‌شود که مقدار شکل مود تابع در انتهای تیر برابر واحد بوده و در نتیجه  $u(t)$  نشان‌دهنده تغییر شکل این نقطه است. بر اساس روش گلرکین، معادله حاکم بر آنتن به صورت زیر قابل بیان است:

با جایگذاری رابطه (۱۲) و (۱۳) در رابطه (۱۱) و انتگرال گیری از آن، بار الکتریکی بر روی الکتروود پیزوالکتریک به صورت زیر حاصل می شود:

$$q = d_{31} E_p b_p \left( \frac{h}{2} + h_p \right) \left( \frac{\partial w}{\partial x}(x_s, t) - \frac{\partial w}{\partial x}(x_e, t) \right) \quad (14)$$

که  $x_e$  و  $x_s$  به ترتیب مختصات شروع و انتهای پیزوالکتریک است. با استفاده از رابطه (۲) و مشتق گیری از رابطه (۱۴)، جریان به وجود آمده در پیزوالکتریک به صورت رابطه (۱۵) حاصل می شود:

$$I_p = K \dot{u} \quad (15)$$

که ضریب  $K$  برابر است با:

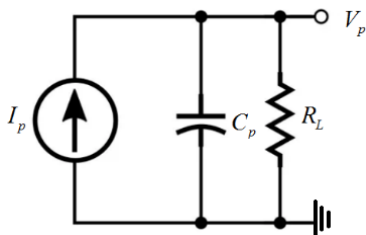
$$K = d_{31} E_p b_p \left( \frac{h}{2} + h_p \right) \left( \frac{d\phi}{dx}(x_e) - \frac{d\phi}{dx}(x_s) \right) \quad (16)$$

با اعمال تبدیل لاپلاس به دو طرف معادله (۱۵)، رابطه (۱۷) به دست می آید:

$$I_p = K s U(s) \quad (17)$$

بنابراین مشخص است که جریان خروجی پیزوالکتریک متناسب با سرعت ارتعاشات تیر است و با تغییر پارامترهای هندسی و فیزیکی می توان تناسب آن را تغییر داد.

نکته مهمی که در این جا وجود دارد، اندازه گیری جریان پیزوالکتریک است. در این پژوهش، اطلاعات مربوط به سیگنال پیزوالکتریک باید توسط یک پردازنده دریافت شده و به رایانه منتقل شود. شماتیک مدار الکتریکی سنسور پیزوالکتریک وقتی دو سر با امپدانس  $R_L$  اندازه گیری می شود به صورت زیر است:



شکل ۷. شماتیکی از مدار پیزوالکتریک

تبدیل می کند. هم چنین در حالت معکوس، با اعمال سیگنال الکتریکی به آن، دچار کرنش و در نتیجه اعمال نیرو یا گشتاور مکانیکی شده و عملگر پیزوالکتریک نامیده می شود. معادله حاکم بر کوپلینگ الکترومکانیکی پیزوالکتریک به صورت زیر است [۲۴]:

$$D_z = d_{31} E_p \varepsilon_x + \varepsilon_{33} E_z \quad (9)$$

در این رابطه  $d_{31}$ ،  $E_p$ ،  $\varepsilon_x$ ،  $\varepsilon_{33}$  و  $E_z$ ؛ به ترتیب ثابت پیزوالکتریک، مدول یانگ پیزوالکتریک، کرنش اعمال شده در راستای محور  $x$  در محل پیزوالکتریک، ثابت دی الکتریک بین دو الکتروود پیزوالکتریک و میدان اعمالی خارجی بین دو الکتروود پیزوالکتریک است. همچنین  $D_z$  جابه جایی بار الکتریکی در واحد سطح پیزوالکتریک است. با توجه به این که در این مطالعه، ولتاژ خارجی به پیزوالکتریک اعمال نمی شود، برابر صفر بوده و رابطه (۹) به صورت زیر ساده می شود:

$$D_z = d_{31} E_p \varepsilon_x \quad (10)$$

بار الکتریکی کل بر روی الکتروود پیزوالکتریک با انتگرال گیری از چگالی بار و با توجه به اینکه چگالی بار فقط تابعی از  $x$  بوده و در راستای پهنای پیزوالکتریک تغییراتی ندارد، به صورت زیر حاصل می شود:

$$q = \int D_z ds = b_p \int D_z dx \quad (11)$$

طبق روابط مکانیک کلاسیک، میزان کرنش در تیر به صورت رابطه (۱۲) است:

$$\varepsilon = z \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} \quad (12)$$

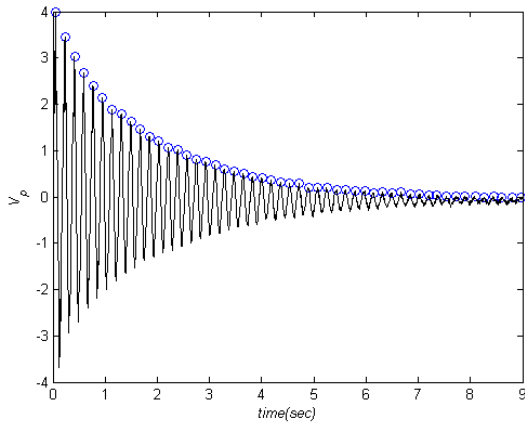
که متغیر  $z$  همان طور که در شکل ۶ نشان داده شده است، فاصله تا لایه خنثی تیر است که با توجه به محل قرارگیری الکتروود بالایی پیزوالکتریک برابر است با:

$$z = \frac{h}{2} + h_p \quad (13)$$

اگر از ثابت زمانی مدار پیزوالکتریک صرف نظر شود، ولتاژ اندازه-گیری شده بر حسب زمان به صورت معادله (۲۲) است:

$$u(t) = U_0 R_L K e^{-\zeta \omega_n t} \sin(\sqrt{(1-\zeta^2)} \omega_n t) \quad (22)$$

طبق معادله ۲۲، دامنه موج سینوس به صورت تابع  $e^{-\zeta \omega_n t}$  در حال کاهش است. به عبارتی، اگر نقاط بیشینه داده‌های تجربی مطابق شکل ۴ مشخص شود، تابع  $U_0 R_L K e^{-\zeta \omega_n t}$  از این نقاط عبور می‌کند. مقدار  $\zeta$  باید طوری باشد که خطای عبور تابع اشاره شده از نقاط مشخص شده در شکل ۸ کمینه باشد.



شکل ۸. تشخیص بیشینه‌های محلی

فرض کنید  $N$  نقطه بیشینه در پاسخ پیزوالکتریک وجود داشته باشد که زمان متناظر با هر کدام از آن‌ها برابر  $t_i$  و دامنه در این نقطه  $P_i$  باشد، پس برای همه این نقطه‌ها باید رابطه (۲۳) برقرار باشد.

$$P_i = U_0 R_L K e^{-\zeta \omega_n t_i} \quad (23)$$

این رابطه با گرفتن لگاریتم از طرفین به صورت زیر قابل بیان است:

$$-\ln \frac{P_i}{U_0 R_L K} = \zeta \omega_n t_i \quad (24)$$

با اعمال رابطه (۲۴) به همه نقاط مشخص شده در شکل ۸، خواهیم داشت:

در شکل ۷،  $C_p$  ظرفیت خازن داخلی پیزوالکتریک بوده و ولتاژی که به پردازنده ارسال شده و ثبت می‌شود،  $V_p$  است. برای استخراج رابطه بین ولتاژ  $V_p$  و جریان تولیدی پیزوالکتریک، با استفاده از قانون حلقه جریان خواهیم داشت:

$$R_L C_p \frac{dV_p}{dt} + V_p = R_L I_p(t) \quad (18)$$

با گرفتن تبدیل لاپلاس از دو طرف معادله فوق، تابع تبدیل بین ولتاژ تولیدی پیزوالکتریک و ولتاژ اندازه‌گیری شده به صورت زیر است:

$$\frac{V_p}{I_p} = \frac{R_L}{R_L C_p s + 1} \quad (19)$$

که ثابت زمانی آن برابر  $\tau = R_L C_p$  است. قابل توجه است که اگر مقاومت به کار رفته برای اندازه‌گیری خیلی بزرگ نباشد، ثابت زمانی کوچک بوده و معادله (۱۷) به یک رابطه خطی بین ولتاژ خروجی و جریان تولیدی پیزوالکتریک تبدیل می‌شود. با ترکیب معادلات (۷)، (۱۷) و (۱۹) و هم‌چنین با در نظر گرفتن تاخیر زمانی  $T$  برای انتقال سیگنال‌های الکتریکی، تابع تبدیل ولتاژ اندازه‌گیری شده به تغییر شکل اولیه تیر به صورت رابطه (۲۰) به دست می‌آید:

$$V_p = \frac{K R_L s (s + 2\zeta \omega_n) e^{-Ts}}{(\tau s + 1)(s^2 + 2\zeta \omega_n s + \omega_n^2)} U_0 \quad (20)$$

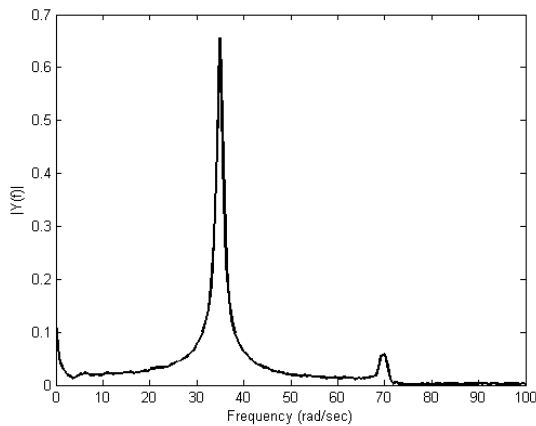
## ۵- پیدا کردن پارامترها به صورت تحلیلی

در معادله (۲۰) پارامترهای  $\zeta$  و  $\omega_n$ ، پارامترهای وابسته با فیزیک آنتن هستند که مقدار آن‌ها معلوم نیست. در این بخش، به روش تحلیلی به تعیین این پارامترها خواهیم پرداخت. می‌دانیم پاسخ تحلیلی معادله (۷) با سرعت اولیه صفر و مکان اولیه  $u(0) = U_0$  به صورت معادله (۲۱) است:

$$u(t) = U_0 e^{-\zeta \omega_n t} \cos(\sqrt{(1-\zeta^2)} \omega_n t) \quad (21)$$



برای به دست آوردن فرکانس سیگنال اندازه‌گیری شده، تبدیل فوریه سیگنال در بازه فرکانسی صفر تا ۱۰۰ رادیان بر ثانیه محاسبه شده و در شکل ۱۰ رسم شده است.



شکل ۱۰. پاسخ فوریه تیر برای تغییر شکل اولیه ۸ سانتی‌متر

همان‌طور که در این شکل مشاهده می‌شود، فرکانس غالب سیگنال برابر ۳۴.۹۶ رادیان بر ثانیه است و با توجه به رابطه (۲۲) خواهیم داشت:

$$\sqrt{(1-\zeta^2)}\omega_n = 34.96 \quad (30)$$

با حل هم‌زمان رابطه (۲۹) و (۳۰)، ضریب میرایی و فرکانس طبیعی به صورت زیر به دست می‌آید:

$$\begin{aligned} \omega_n &= 34.97 \\ \zeta &= 0.015 \end{aligned} \quad (31)$$

با جایگذاری رابطه (۱۳) در رابطه (۲۰)، مدل دینامیکی سیستم کامل شده و خروجی این مدل برای جابه‌جایی اولیه  $U_0 = -8\text{cm}$  در شکل‌های ۱۱ و ۱۲ با داده‌های تجربی مقایسه شده است. در این شکل، نمودار قرمز دقیقاً نتایج ثبت شده توسط سنسور پیزوالکتریک و نمودار آبی خروجی رابطه (۲۰) به ازای  $U_0 = -8\text{cm}$  است.

$$Y = AX \quad (25)$$

که:

$$X = \zeta\omega_n \quad (26)$$

$$A = [t_1 \ t_2 \ \dots \ t_N]^T$$

$$Y = \left[ -\ln \frac{P_1}{U_0 R_L K_1} \quad -\ln \frac{P_2}{U_0 R_L K_2} \quad \dots \quad -\ln \frac{P_N}{U_0 R_L K} \right]^T$$

تابع خطا برای این داده‌ها به صورت زیر تعریف می‌شود [۲۵]:

$$F = (Y - AX)^T (Y - AX) \quad (27)$$

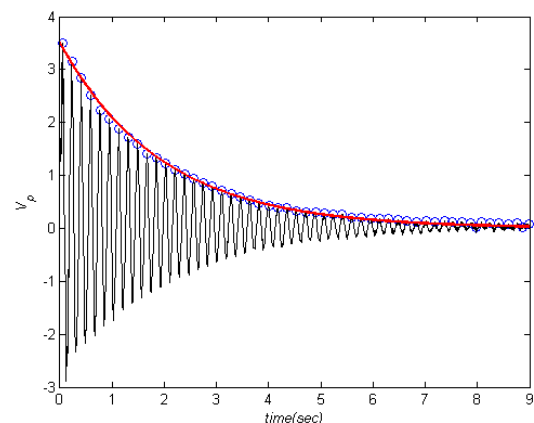
برای پیدا کردن بردار مجهول  $X$ ، به طوری که تابع  $F$  کمینه شود، از این تابع نسبت به  $X$  مشتق گرفته و برابر صفر قرار می‌دهیم:

$$\frac{\partial F}{\partial X} = -2Y^T A + 2X^T A^T A = 0 \quad (28)$$

پارامتر مجهول  $X$  به صورت زیر حاصل می‌شود:

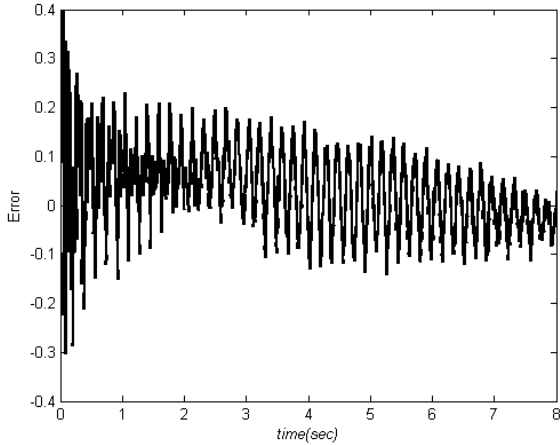
$$\zeta\omega_n = 0.52 \quad (29)$$

با اعمال روش حداقل مربعات خطا، ضرایب موجود در معادله (۲) به برابر  $\zeta\omega_n$  به دست آمده و نمودارها در شکل ۹ مقایسه شده است که بیان‌گر تطابق بسیار مناسب است.



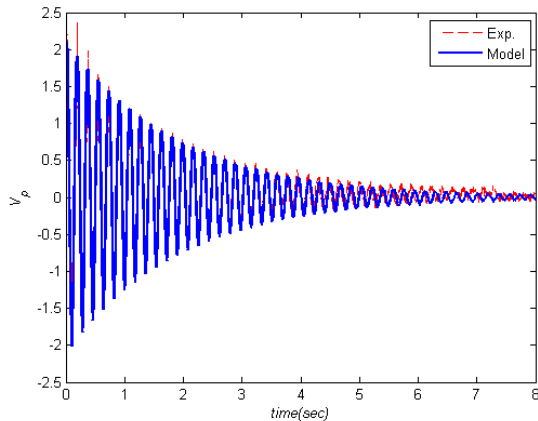
شکل ۹. مقایسه نمودار با پروفیل  $e^{-\zeta\omega_n t}$

بستگی داشته و بخش بزرگی از این خطا مربوط به عدم قطعیت در مقدار پارامترهای سنسور پیزوالکتریک است. این حساسیت برای فرکانس ارتعاشات نبوده و خطای فرکانس خروجی مدل و داده‌های تست در همه موارد زیر ۱٪ است. فرکانس داده‌های تست نیز با استفاده از تبدیل فوریه، مطابق شکل ۱۰ و فرکانس خروجی مدل بر اساس رابطه ۳۰ مشخص می‌شود.

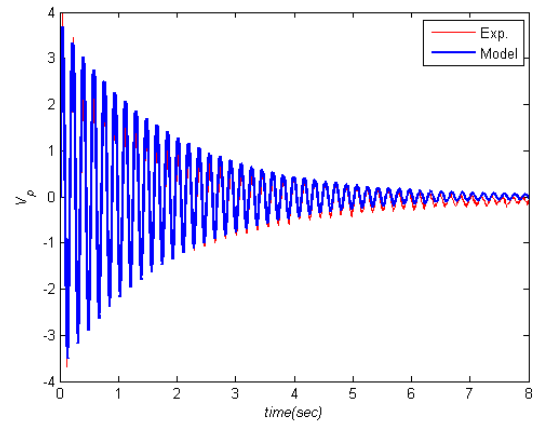


شکل ۱۳. خطای بین خروجی مدل و تست برای تغییر شکل اولیه ۸ سانتی‌متر

برای صحت‌سنجی مدل به دست آمده، خروجی مدل را برای تغییر شکل اولیه  $U_0 = -5\text{cm}$  به دست آورده و در شکل ۱۰ و ۱۱ با نتایج تست مقایسه می‌کنیم.

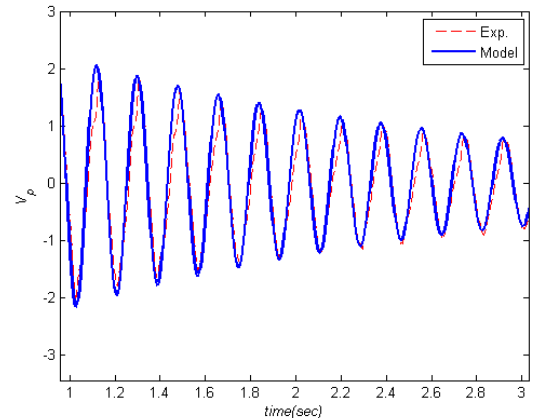


شکل ۱۴. مقایسه خروجی مدل و تست برای تغییر شکل اولیه ۵ سانتی‌متر



شکل ۱۱. مقایسه خروجی مدل و تست برای تغییر شکل اولیه ۸ سانتی‌متر

همان‌طور که در شکل فوق مشخص است، نتایج تجربی و مدل در تطابق مناسب با همدیگر قرار دارند. لازم به ذکر است که در هنگام ره‌ایش آنتن از شرایط اولیه به خاطر شوک وارد شده به پیزوالکتریک، ولتاژ خروجی آن دارای نویز و یک جهش اولیه است که با گذشت زمان حذف شده و تطابق دو خروجی با گذشت زمان در شکل ۱۲ نمایش داده شده که مشخص است از نظر دامنه و فرکانس دارای تطابق مناسب هستند.



شکل ۱۲. مقایسه خروجی مدل و تست برای تغییر شکل اولیه ۸ سانتی‌متر

اختلاف بین خروجی مدل و داده‌های تجربی در شکل ۱۳ رسم شده است. همان‌گونه که قبلاً نیز بیان شد، در ابتدای ره‌ایش آنتن به خاطر شوک وارد شده به پیزوالکتریک، خطای بین مدل و داده‌ها تجربی حدود ۰.۴ ولت بوده و پس از آن، خطای مدل به دست آمده در اکثر مواقع کم‌تر از ۰.۱ ولت است. لازم به ذکر است، ولتاژ خروجی پیزوالکتریک به شدت به پارامترهای آن مانند ثابت المان‌های مدار داخلی و همچنین ثابت دی‌الکتریک

که به علت شوک وارد شده به پیزوالکتریک دارای خطای بیشتری است، در سایر موارد دارای دقت کمتر از ۰.۱ ولت (کمتر از ۱۰٪) بوده و همچنین خطای تعیین فرکانس ارتعاشات آنتن کمتر از ۱٪ است. نتایج به دست آمده در این مقاله در بررسی رفتار دینامیکی ماهواره، کنترل وضعیت و موقعیت ماهواره و همچنین برای کنترل ارتعاشات آنتن ماهواره (برای کارهای دقیق) مفید است.

### تعارض منافع

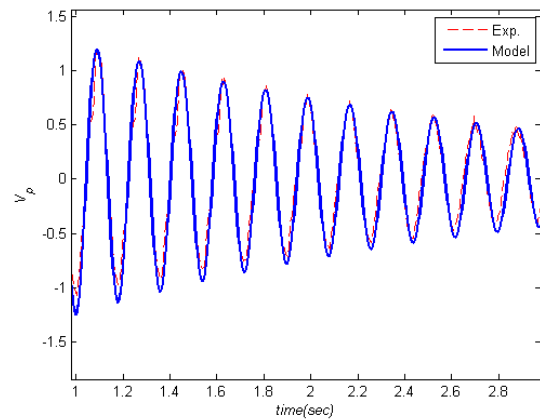
هیچ گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

### تشکر و قدردانی

اد

### مراجع

- [1] 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, 63(5-6) (2008) 673-681.
- [3] T. Iida, Satellite communications: system and its design technology, IOS Press, 2000.
- [4] Zejnab Aghajani, Ehsan Zabihian, M. Mirshams, GEO Communication Satellite Engineering Design Code, Journal of space science and technology, 54 (2017).
- [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, 51(4) (2009) 40-56.
- [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, 11 (2018).
- [7] J. Sun, Q. Tian, H. Hu, Structural optimization of flexible components in a flexible multibody system modeled via ANCF, Mechanism and Machine Theory, 104 (2016) 59-80.
- [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



شکل ۱۵. مقایسه خروجی مدل و تست برای تغییر شکل اولیه ۵ سانتی متر

از شکل های ۱۴ و ۱۵ مشخص است که مدل ارائه شده دارای دقت مناسب بوده و قابلیت پیش بینی رفتار سیستم را دارد. خطای ابتدای رهایش در اینجا نیز مشاهده می شود که به خاطر شوک وارد شده به پیزوالکتریک در هنگام رهایش بوده و همان طور که در شکل ۱۵ برای ثانیه ۱ به بعد مقایسه صورت گرفته، خروجی مدل از نظر دامنه و فرکانس در تطابق بسیار مناسب با داده های ثبت شده تجربی است.

برای سایر مقادیر تغییر شکل اولیه نیز، تطابق بسیار مناسبی بین مدل و نتایج تجربی مشاهده شده و مدل ارائه شده دارای حداکثر خطای ۱۰٪ برای دامنه ارتعاشی برای همه موارد تست است.

### ۶- نتیجه گیری

در این مطالعه، به شناسایی رفتار دینامیکی آنتن ماهواره بر اساس داده های تجربی پرداخته شد. بستر تست شامل آنتن ماهواره، بورد نمونه برداری، سنسور پیزوالکتریک و نرم افزارهای مربوطه است. با اعمال تغییر شکل اولیه به آنتن ماهواره و ثبت خروجی سنسور پیزوالکتریک، پاسخ آن در تغییر شکل های اولیه مختلف ثبت شد. مدل ریاضی تیر به همراه سنسور پیزوالکتریک به صورت تحلیلی استخراج شده و پارامترهای مجهول مانند میرایی و فرکانس طبیعی به صورت تحلیلی محاسبه شدند. برای محاسبه میرایی از روش حداقل مربعات خطا و برای تعیین فرکانس از تبدیل فوریه سیگنال خروجی استفاده شد.

مقایسه مدل ریاضی به دست آمده با نتایج تجربی نشان می دهد، مدل به دست آمده بدون در نظر گرفتن لحظه رهایش آنتن

- [19] T. Sales, D. Rade, L. De Souza, Passive vibration control of flexible spacecraft using shunted piezoelectric transducers, *Aerospace Science and Technology*, 29(1) (2013) 403-412.
- [20] L. Fan, X. Liu, G.-P. Cai, Attitude tracking and vibration control of membrane antenna satellite, *Journal of the Franklin Institute*, 357(15) (2020) 10584-10599.
- [21] M. Wang, T. Zhao, Q. Liu, J. Liu, Y. Zhang, Application of a New-type Damping Structure for Vibration Control in Deployment Process of Satellite Antenna Component, in: *Journal of Physics: Conference Series*, IOP Publishing, 2021, pp. 042042.
- [22] H. Heidt, J. Puig-Suari, A. Moore, S. Nakasuka, R. Twiggs, *CubeSat: A new generation of picosatellite for education and industry low-cost space experimentation*, (2000).
- [23] A. Budianu, T.J.W. Castro, A. Meijerink, M.J. Bentum, Inter-satellite links for cubesats, in: 2013 IEEE Aerospace Conference, IEEE, 2013, pp. 1-10.
- [24] N.N. Rogacheva, *The theory of piezoelectric shells and plates*, CRC press, 2020.
- [25] P.E. Gill, W. Murray, M.H. Wright, *Numerical linear algebra and optimization*, SIAM, 2021.
- (CAC), IEEE, 2017, pp. 430-434.
- [9] L. Li, L. Tan, D. Wang, H. Yang, Optimal design of the main support structure of space camera aiming at the RMS value of random response, *Journal of Vibroengineering*, 19(4) (2017).
- [10] M. Phadnis, M.D. Pilinski, S.E. Palo, Attitude Dynamics Modeling of Nanosatellites with Flexible Deployable Structures, *sat*, 31(32) (2018) 33.
- [11] S. Bai, X. Huang, Y. Liu, Dynamic modeling and simulation of a flexible satellite, in: 2008 Asia Simulation Conference-7th International Conference on System Simulation and Scientific Computing, IEEE, 2008, pp. 1068-1072.
- [12] B. You, D. Liang, Y. Sun, X. Yu, X. Wen, Numerical and experimental investigation on nonlinear dynamic behavior of satellite antenna reflector mechanism considering geometrical nonlinear effect and laminated composite material, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part K: Journal of Multi-body Dynamics*, 233(2) (2019) 208-222.
- [13] S.J. Joshi, Determination of Natural Frequency for CFRP Composite Satellite Antenna Reflector using Vibration Analysis, *Nirma University Journal of Engineering and Technology (NUJET)*, 6(1) (2018) 21-25.
- [14] M.I. Ali, S. Kumar, V. Ranjan, Effect of volume fraction index and mass ratio on natural frequency of clamped functionally graded plate with attached point mass, in: 2016 International Conference on Electrical, Electronics, and Optimization Techniques (ICEEOT), IEEE, 2016, pp. 1968-1972.
- [15] M. Misawa, K. Funamoto, Dynamic characteristic prediction of large satellite antennas by component tests, *Journal of spacecraft and rockets*, 42(5) (2005) 845-849.
- [16] S. Wu, Y. Liu, G. Radice, S. Tan, Autonomous pointing control of a large satellite antenna subject to parametric uncertainty, *Sensors*, 17(3) (2017) 560.
- [17] S.M. Anandakrishnan, C.T. Connor, S. Lee, E. Shade, J. Sills, J. Maly, S. Pendleton, Hubble Space Telescope solar array damper for improving control system stability, in: 2000 IEEE Aerospace Conference. Proceedings (Cat. No. 00TH8484), IEEE, 2000, pp. 261-276.
- [18] U. Jeffrey, E. Howard, SRTM on-orbit structural dynamics, in: in 19th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2001.

### پیوست: علائم و اختصارات

$E$	مدول یانگ آنتن
$I$	ممان اینرسی سطح مقطع آنتن
$\rho$	چگالی آنتن
$A$	سطح مقطع آنتن
$t$	زمان (ثانیه)
$x$	مختصات در طول آنتن
$z$	مختصات عرضی آنتن
$w(x, t)$	تغییر شکل آنتن
$E_z$	میدان اعمالی به پیزوالکتریک
$U_0$	جایجایی اولیه پیزوالکتریک
$d_{31}$	ثابت پیزوالکتریک
$\zeta_{33}$	ثابت دی الکتریک
$\zeta$	ضریب میرایی بی بعد آنتن
$E_p$	مدول یانگ پیزوالکتریک
$\epsilon_x$	کرنش طولی آنتن
$\omega_n$	فرکانس طبیعی آنتن
$D_z$	چگالی بار روی صفحات پیزوالکتریک
$h$	ضخامت آنتن
$b$	عرض آنتن
$h_p$	ضخامت پیزوالکتریک
$b_p$	عرض پیزوالکتریک

$V_p$	ولتاژ پیژوالکتریک
$I_p$	جریان پیژوالکتریک
$R_L$	مقاومت اندازه گیری جریان پیژوالکتریک
$C_p$	ظرفیت خازن پیژوالکتریک



**COPYRIGHTS**

© 2021 by the authors. Licensee Iranian Space Research Center of Iran. 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/>)