



Modeling, Simulation, and Analysis of Flexible Satellite Dynamics in MATLAB and ADAMS and Design Verification for Attitude Control Applications

Available in:
Journal.isrc.ac.ir

Journal of Space Science,
Technology & Applications
(Persian)

Vol. 6, No. 1, pp.: 132-149
2026

DOI:

[10.22034/jssta.2026.546180.1263](https://doi.org/10.22034/jssta.2026.546180.1263)

Article Info

Received: 2025-09-09
Accepted: 2025-11-03

Keywords

Flexible satellite,
Modeling, finite element
method, Analytical model,
Multidisciplinary
simulation

How to Cite this article

M. Zarourati, "Modeling, Simulation, and Analysis of Flexible Satellite Dynamics in MATLAB and ADAMS and Design Verification for Attitude Control Applications", *Journal of Space Science, Technology & Applications*, Vol. 6, No. 1, pp. 132-149, 2026.

Mohammad Zarourati^{1*}

¹ *Faculty of Aerospace Engineering, K. N. Toosi University of Technology,
Tehran, Iran
zarourati@email.kntu.ac.ir

Abstract

Flexible solar arrays are widely employed in satellites to generate electrical power. However, designing an attitude control law for satellites with large flexible components involves difficulties such as complex modeling and dynamics. This article investigates various flexible satellite modeling methods and proposes the finite element method for modal analysis. The study presents frequency mode analysis of the flexible satellite as a cantilever beam attached to a rigid body, including an analytical model implemented in MATLAB and finite element simulation. For this purpose, ADAMS, Patran/Nastran, and Abaqus are utilized for modeling, and the physical characteristics of the flexible satellite are determined based on Intelsat-5 parameters. A comparison between the modal analysis results and the satellite's operational model shows a maximum relative error of 3.34%. This difference arises from the different meshing used for modal analysis in the simulation software. Finally, model verification is performed through a multidisciplinary simulation of the flexible satellite, demonstrating an acceptable relative error between the MATLAB and ADAMS simulations. The findings confirm the effectiveness of finite element models in modeling and solving the dynamic equations of flexible satellites, which can be used to design an attitude control law.



مدل سازی، شبیه سازی و آنالیز دینامیک ماهواره انعطاف پذیر در MATLAB و ADAMS و صحت سنجی طراحی به منظور کاربردهای کنترل وضعیت

محمد ضرورتی*

۱- دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی خواجه نصیرالدین طوسی -

zarourati@email.kntu.ac.ir

* نویسنده مسئول

دسترس پذیر در نشانی:

Journal.isrc.ac.ir

دوفصلنامه علوم، فناوری و

کاربردهای فضایی

سال ششم، شماره ۱، صفحه ۱۴۹-۱۳۲

بهار و تابستان ۱۴۰۵

DOI:

10.22034/jssta.2026.546180.1263

چکیده

امروزه به منظور تأمین توان الکتریکی از آرایه های خورشیدی انعطاف پذیر در بسیاری از ماهواره ها استفاده می شود. با وجود این طراحی قانون کنترل وضعیت برای یک ماهواره با اجزاء انعطاف پذیر بزرگ شامل دشواری هایی از جمله مدل سازی و دینامیک پیچیده هست. در این مقاله، انواع روش های مدل سازی ماهواره ای انعطاف پذیر بررسی شده و روش المان محدود جهت آنالیز مودال پیشنهاد می شود. در ادامه آنالیز مودال های فرکانسی ماهواره ای انعطاف پذیر به عنوان یک تیر یکسر گیردار متصل به بدنه صلب شامل مدل تحلیلی پیاده سازی شده در MATLAB و شبیه سازی المان محدود ارائه می شود. بدین منظور از Patran/Nastran، Abaqus و ADAMS جهت مدل سازی بهره گیری می شود که مشخصات فیزیکی ماهواره انعطاف پذیر با استفاده از پارامترهای ۵-Intelsat تعیین می شود. مقایسه عملکرد روش های آنالیز مودال با مدل عملیاتی ماهواره، حداکثر خطای نسبی ۳.۳۴ درصد را نشان می دهد. این تفاوت حاصل از مش بندی های متفاوت جهت آنالیز مودال، در نرم افزارهای شبیه سازی هست. در انتها صحت سنجی مدل با استفاده از شبیه سازی چندموضوعی ماهواره انعطاف پذیر صورت گرفته که خطای نسبی بین شبیه سازی های MATLAB و ADAMS قابل قبول هست. نتایج بیانگر کارایی مدل های المان محدود جهت مدل سازی و حل معادلات دینامیک ماهواره ای انعطاف پذیر بوده که می تواند برای هدف طراحی قانون کنترل وضعیت مورد استفاده قرار گیرد.

تاریخچه داوری

دریافت: ۱۴۰۴/۰۶/۱۸

پذیرش: ۱۴۰۴/۰۸/۱۲

واژه های کلیدی

ماهواره انعطاف پذیر، مدل سازی، روش المان محدود، مدل تحلیلی، شبیه سازی چندموضوعی

نحوه استناد به این مقاله

محمد ضرورتی، "مدل سازی، شبیه سازی و آنالیز دینامیک ماهواره انعطاف پذیر در MATLAB و ADAMS و صحت سنجی طراحی به منظور کاربردهای کنترل وضعیت"، دوفصلنامه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی، جلد ششم، شماره اول، صفحات ۱۴۹-۱۳۲، ۱۴۰۵.

در گذشته، ماهواره‌ها در اندازه‌های کوچک ساخته می‌شدند و به دلیل مأموریت‌های ساده‌ای که در فضا برای این ماهواره‌ها تعریف شده بود نیاز به توان الکتریکی کمی داشتند [۱، ۲]. امروزه برای ماهواره‌ها و دیگر سیستم‌های فضایی، مأموریت‌های پیچیده‌تری تعریف می‌شود. از طرف دیگر، در ماهواره‌های سنجنش از راه دور مدار پایین زمین^۱، قابلیت‌های مختلفی نظیر حجم تصویربرداری بالا، گرفتن تصاویری با رزولوشن بالا، دقت نشانه‌روی^۲ بالا و عرض تصویربرداری زیاد مدنظر است. در ماهواره‌های مرسوم امروزه به‌منظور تأمین توان الکتریکی از آرایه‌های خورشیدی بازشونده استفاده می‌شود. جهت برآورده نمودن الزامات تعریف شده نظیر قابلیت مانور جهت عکس‌برداری از اهداف چندگانه موردنظر و محدودیت زمانی مد تصویربرداری، نیاز به مانور سریع وضعیت هست. مانور سریع وضعیت باعث می‌شود آرایه‌های خورشیدی بازشونده ارتعاش نمایند و سبب شود که کیفیت تصاویر گرفته‌شده کاهش یابد.

به‌طور کلی طراحی و پیاده‌سازی زیرسیستم کنترل وضعیت برای ماهواره با اجزاء انعطاف‌پذیر بزرگ شامل دشواری‌های فراوانی از جمله مدل مرتبه بالا، رفتار نوسانی با میرایی ضعیف، خطاهای مدل‌سازی ذاتی ناشی از تقریب جهت به دست آوردن مدل مرتبه محدود، عدم قطعیت پارامترها، کوپلینگ بین محورها و غیرخطی بودن مدل هست [۳-۵]. برای ماهواره‌های انعطاف‌پذیر سنجنش از راه دور دقت نشانه‌روی، پایداری وضعیت و نرخ مانورپذیری در بازه‌ی زمانی مد تصویربرداری برای زیرسیستم کنترل وضعیت به ترتیب تقریباً ۰.۰۱ درجه، ۰.۰۰۱ درجه بر ثانیه و ۲/۵ درجه بر ثانیه (تا حدود ۵ درجه بر ثانیه) است [۶]. ارتعاشات و انعطاف‌پذیری صفحات خورشیدی، آنتن‌ها و مخازن سوخت بر روی مانورهای وضعیتی تأثیرگذار است [۷]. از دیدگاه مدل‌سازی ریاضی، معادلات دینامیکی ماهواره‌ی انعطاف‌پذیر شامل مشتقات جزئی است که مدل‌سازی آن را دشوار می‌کند. به‌منظور مانورهای زاویه بزرگ و سریع به یک مدل دقیق و غیرخطی شامل تداخل‌های مختلف بین اجزاء ماهواره نیاز است. از طرف دیگر مانورهای وضعیتی موجب تحریک فرکانس‌های طبیعی ساختارهای انعطاف‌پذیر شده و دقت قانون کنترل طراحی شده بر اساس مدل خطی را هنگام پیاده‌سازی تحت تأثیر

قرار می‌دهد [۸]؛ بنابراین صحت‌سنجی مدل‌سازی به‌منظور طراحی قانون کنترل وضعیت ضروری است. در مدل‌سازی‌های ارائه‌شده به‌منظور اجتناب از محاسبات پیچیده، فرکانس‌های طبیعی را تنها در راستای خارج از صفحه^۳ ساختارهای انعطاف‌پذیر در نظر گرفته‌اند و از فرکانس‌های در راستای در صفحه^۴ و پیچشی^۵ چشم‌پوشی شده است. با افزایش تعداد فرکانس‌های طبیعی حجم محاسبات افزایش یافته و مدل‌سازی پیچیده می‌گردد [۹]. همچنین در بیشتر پژوهش‌ها تنها چهار مود اول فرکانسی ساختار انعطاف‌پذیر برای مدل‌سازی و طراحی کنترل‌کننده به‌کارگیری می‌شود [۱۰].

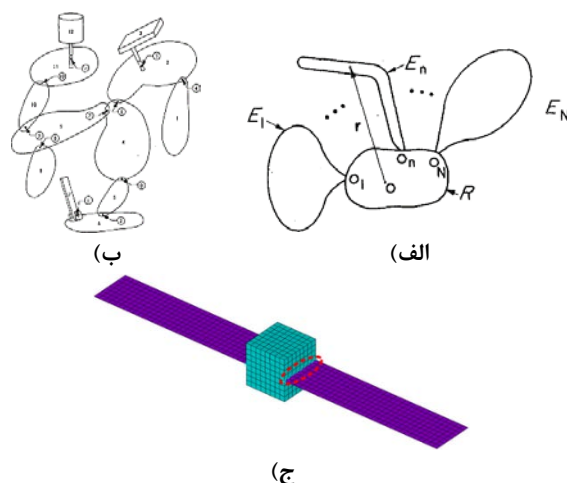
ماهواره‌ی در نظر گرفته‌شده در این مقاله، شامل یک بدنه‌ی صلب و پنل خورشیدی هست. در این مقاله معادلات دینامیک غیرخطی یک ماهواره‌ی انعطاف‌پذیر با ایجاد یک مدل توسط روش المان محدود^۶ و صحت‌سنجی شده در ADAMS ارائه می‌شود. ساخت مدل‌های پیچیده سیستم مکانیکی، مدل‌سازی کامل اثرات غیرخطی شامل انعطاف‌پذیری و ادغام یکپارچه با مدل‌های Simulink از مزایای این نوع مدل‌سازی و شبیه‌سازی هست؛ بنابراین با مدل‌سازی ماهواره در ADAMS و اتصال برخط به MATLAB می‌توان دینامیک پیچیده و غیرخطی ماهواره‌ها شامل اجزاء انعطاف‌پذیر را مدل نمود.

ساختار این مقاله بدین گونه هست که ابتدا روند مدل‌سازی ماهواره‌ی انعطاف‌پذیر در طول سال‌های مختلف ارائه‌شده و در ادامه مدل ماهواره‌ی انعطاف‌پذیر با استفاده از روش مختصات مودال ارائه شده است. در ادامه انواع روش‌های آنالیز مودال ماهواره انعطاف‌پذیر معرفی شده و مدل تحلیلی به‌دست‌آمده در MATLAB پیاده‌سازی می‌شود. همچنین با استفاده از ADAMS، Patran/Nastran و Abaqus مدل‌سازی برای ماهواره انعطاف‌پذیر شامل پنل‌های خورشیدی انعطاف‌پذیر با در نظر گرفتن هشت فرکانس طبیعی اول ارائه می‌گردد. به‌منظور بررسی عملکرد و صحت‌سنجی نتایج، مدل مکانیکی طراحی شده در ADAMS با مدل تحلیلی استخراج‌شده به روش مختصات مودال با استفاده از روش شبیه‌سازی چندموضوعی^۷ و اتصال برخط به MATLAB مقایسه می‌گردد. درنهایت نیز نتیجه‌گیری صورت می‌گیرد.

⁵ Torsion (T)⁶ Finite Element Method (FEM)⁷ Multidisciplinary Simulation¹ Low Earth Orbit² Pointing Accuracy³ Out-of-Plane (OP)⁴ In-Plane (IP)

۲- روند مدل سازی ماهواره ای انعطاف پذیر

شکل (۱) انواع روش های پر کاربرد مدل سازی ماهواره ای انعطاف پذیر را نشان می دهد. در مرجع [۱۱] که مبتنی بر روش مختصات هایبرید^۱ بوده یک مدل خطی برای حرکت وضعی ماهواره و در یک جهت بسط داده شده است. این روش تنها حول یک یا چند نقطه ای کار و برای مانورهای وضعیتی هموار، کارایی لازم را دارد. در رویکرد چندجسمی سازه به صورت تعدادی جسم صلب متصل به هم که با اتصالات انعطاف پذیر توزیع شده اند و گشتاورهای اختیاری به آنها اعمال می شود، توصیف می شود. این روش برای مدل سازی بوم آنتن ها و آرایه های خورشیدی حین بازشوندگی مورد استفاده قرار می گیرد. رویکرد المان محدود مبتنی بر توصیف سازه بر اساس اجزاء توزیع شده با خاصیت جرمی و سختی مشخص است [۱۲]. حجم محاسبات و پردازش به واسطه ی تعداد و ابعاد المان ها و فرض کوچک بودن جابه جایی ها از محدودیت های این رویکرد هست.



شکل (۱): شماتیک انواع روش های مدل سازی ماهواره انعطاف پذیر: الف) مختصات هایبرید [۱۳]، ب) چندجسمی [۱۴]، ج) المان محدود [۱۲]

جدول (۱) مقایسه انواع روش های مدل سازی ماهواره ای انعطاف پذیر را نشان می دهد. مقایسه بدین صورت هست که اگر

در روشی، معیاری خوب باشد با نماد $\checkmark$ مشخص می شود و اگر متوسط باشد با نماد $+$ مشخص می شود و در نهایت اگر در آن معیار، عملکرد ضعیفی داشته باشد با نماد $\times$ مشخص می شود. بدین منظور برای استفاده از ویژگی های منحصر به فرد روش المان محدود، در این مقاله تحلیل سازه ای انعطاف پذیر و جسم صلب مفروض برای مدل سازی ماهواره ای انعطاف پذیر در نرم افزارهای تحلیلی المان محدود انجام شده و مودهای انعطاف پذیر سازه به دست می آیند.

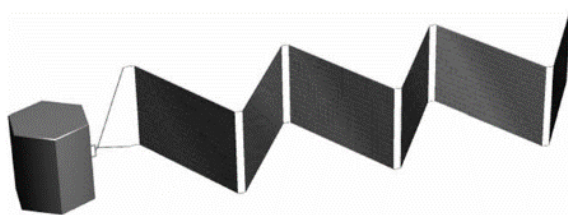
نرم افزارهای مکانیکی متفاوتی مانند: Simpack، ADEOS، Nastran، ADAMS، FEMBS و Simscape Multibody به منظور مدل سازی ساختارهای انعطاف پذیر به کارگیری می شوند. ADAMS انتخابی مناسب به منظور آنالیز حرکت وضعی ساختار چندجسمی هست و امکان صحت سنجی مدل را پیش از پیاده سازی کنترل کننده وضعیت می دهد. Nastran در کنار محیط طراحی نرم افزار Patran جهت آنالیز مودال ساختارهای انعطاف پذیر نیز استفاده می شود. در شکل های (۲) و (۳) انواع مدل سازی ماهواره ای انعطاف پذیر در ADAMS و سایر نرم افزارهای تجاری از جمله ANSYS و Siemens NX، در پژوهش های که بر طراحی قانون کنترل وضعیت متمرکز بوده اند، در طول سال های مختلف آمده است.

جدول (۱): مقایسه انواع روش های مدل سازی ماهواره ای انعطاف پذیر:

($\checkmark$) مطلوب، (+) نسبتاً مطلوب، ($\times$) نامطلوب

معیار	مختصات هایبرید [۱۱]	چندجسمی [۱۵]	المان محدود [۱۶]
قابلیت پیاده سازی در ماهواره ای انعطاف پذیر	$\checkmark$	+	+
سادگی مدل سازی	+	$\checkmark$	$\times$
دقت مدل سازی برای مدل ماهواره ای انعطاف پذیر	+	$\times$	$\checkmark$
ارائه یک مدل دینامیکی	$\checkmark$	$\checkmark$	+
پیچیدگی محاسباتی	+	$\checkmark$	$\times$
صحت مودهای داخل و خارج از صفحه	+	$\times$	$\checkmark$
حساسیت به هندسه	+	$\checkmark$	$\times$

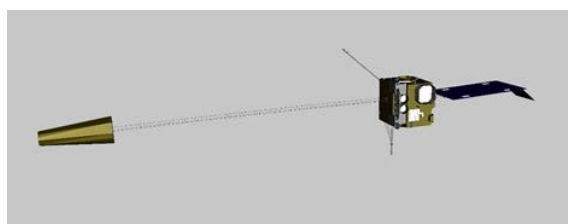
¹ Hybrid Coordinate Formulation



(ب)



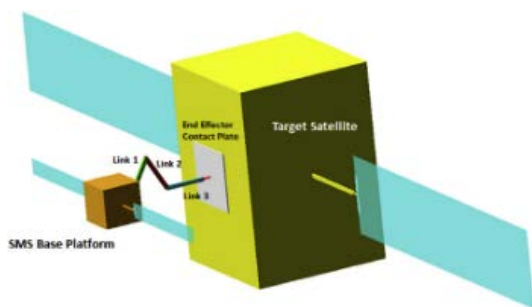
(د)



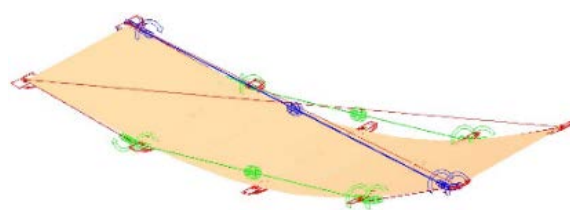
(و)



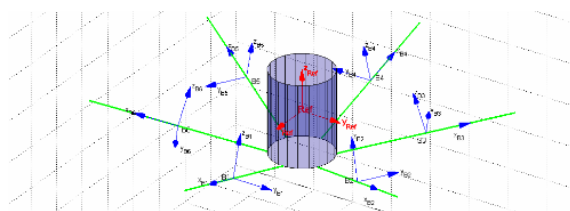
(ج)



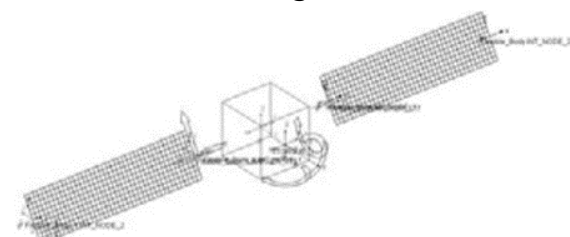
(ی)



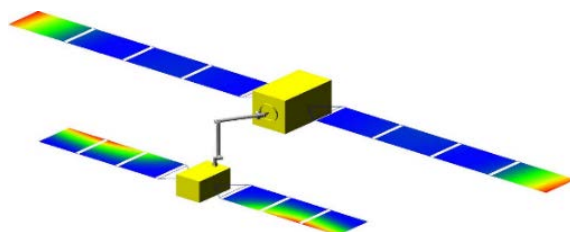
(الف)



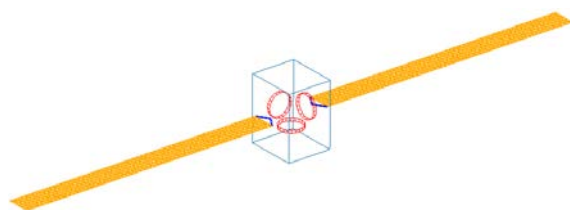
(ج)



(ه)

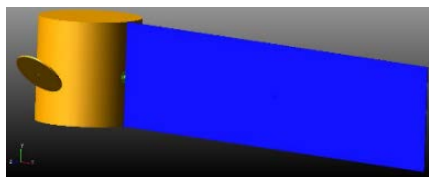


(ز)

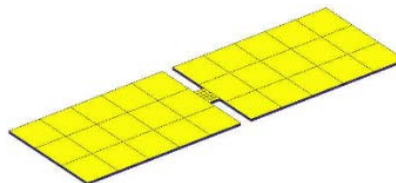


(ط)

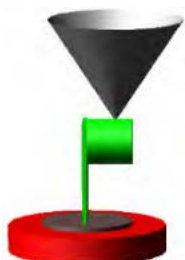
شکل (۲): مدل سازی دینامیکی ماهواره های انعطاف پذیر (از ۲۰۰۱ تا ۲۰۱۸ م): الف) پنل خورشیدی انعطاف پذیر در ADAMS، ب) مدل سازی ساختار انعطاف پذیر در Simpack [۱۷]، ج) ماهواره با اجزاء انعطاف پذیر [۷]، د) ماهواره ی انعطاف پذیر در ADAMS [۱۸]، ه) ماهواره با پنل های انعطاف پذیر در ADAMS [۱۹] و ماهواره GOES [۲۰]، ز) ربات فضایی و ماهواره انعطاف پذیر [۲۱]، ح) ماهواره انعطاف پذیر [۲۲]، ط) ماهواره طراحی شده توسط ADAMS و Patran/Nastran [۲۳]، ی) بازوی فضایی چندعضوی و ماهواره هدف [۲۴]



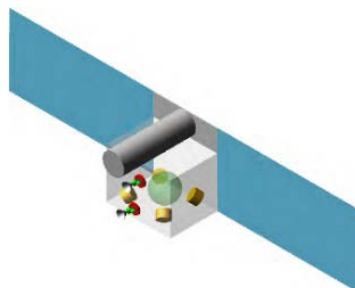
(ب)



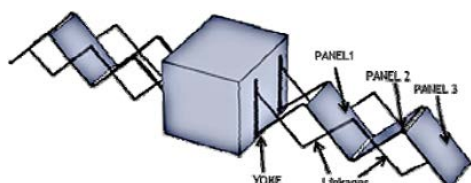
(الف)



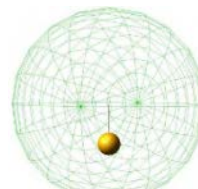
(د)



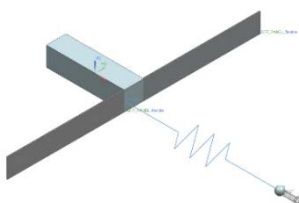
(ج)



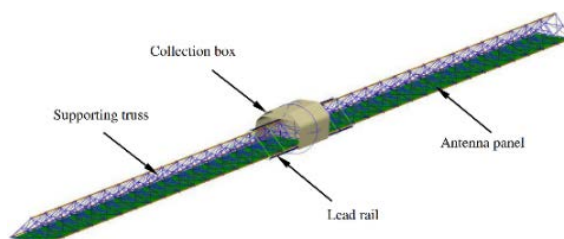
(و)



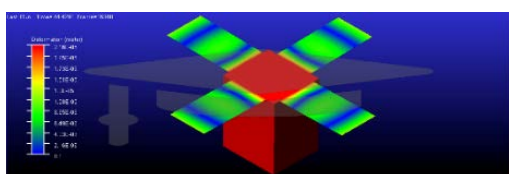
(ه)



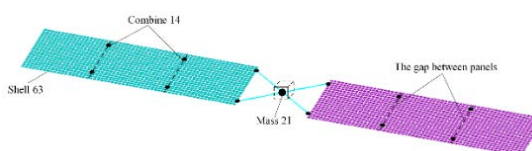
(ح)



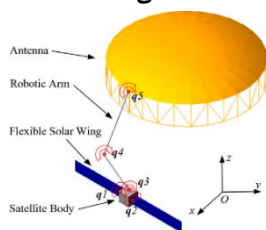
(ز)



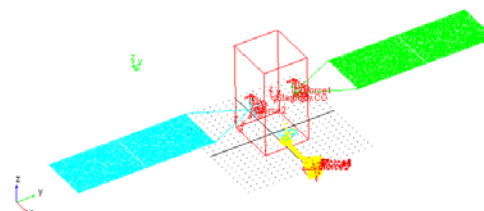
(ی)



(ط)



(ل)



(ک)

شکل (۳): مدل سازی دینامیکی ماهواره های انعطاف پذیر (از ۲۰۱۹ تا ۲۰۲۴ م): (الف) صفحه ای انعطاف پذیر مدل سازی شده در MATLAB [۲۵]، (ب) ماهواره انعطاف پذیر، (ج) ماهواره انعطاف پذیر در ADAMS به همراه اجزاء دوار، (د) مکانیسم نشانه روی آنتن، (ه) مخزن سوخت در ADAMS (و) ماهواره انعطاف پذیر با پنل های خورشیدی قابل گسترش [۲۶]، (ز) ماهواره با آنتن انعطاف پذیر [۲۷]، (ح) ماهواره انعطاف پذیر در Siemens NX [۲۸]، (ط) ماهواره انعطاف پذیر در ANSYS [۲۹]، (ی) ماهواره با اجزاء انعطاف پذیر [۳۰]، (ک) ماهواره با آنتن و پنل انعطاف پذیر [۳۱]، (ل) ماهواره با بازوی ربانیک و آنتن انعطاف پذیر [۳۲]

۳- مدل سازی ماهواره انعطاف پذیر در دستگاه

مختصات مودال

در این بخش مدل دینامیکی ماهواره ی انعطاف پذیر ارائه می شود. معادلات دیفرانسیل معمولی مانور وضعیت ماهواره را توصیف می کند و معادلات دیفرانسیل جزئی بیان کننده ارتعاشات اجزاء انعطاف پذیر ماهواره هست. معادلات دینامیکی یک ماهواره انعطاف پذیر به صورت روابط (۱) و (۲) هست [۳۳].

$$J\dot{\omega} + \delta^T \ddot{\eta} = -\omega^\times (J\omega + \delta^T \dot{\eta}) + u + T_d \quad (1)$$

$$\ddot{\eta} + C\dot{\eta} + K\eta = -\delta\dot{\omega} - \delta_2 u_p \quad (2)$$

در این معادلات J ، ماتریس اینرسی کل سازه است و از مجموع ماتریس اینرسی مربوط به بدنه اصلی J_{mb} که یک ماتریس 3×3 ، متقارن و معین مثبت است و ماتریس اینرسی بخش انعطاف پذیر تشکیل می شود. ω سرعت زاویه ای دستگاه مختصات بدنه ماهواره نسبت به دستگاه مختصات اینرسی است.

$$J = \begin{bmatrix} J_{11} & J_{12} & J_{13} \\ J_{21} & J_{22} & J_{23} \\ J_{31} & J_{32} & J_{33} \end{bmatrix} \quad (3)$$

توزیع بخش انعطاف پذیر در ماتریس اینرسی کلی به صورت $\delta^T \delta$ است. δ اثر متقابل بین بخش های صلب و انعطاف پذیر را نشان می دهد که یک ماتریس $N \times 3$ بوده و N تعداد مود الاستیک در نظر گرفته شده هست. η بردار مختصات مودال است. u گشتاور کنترلی است که برای ایجاد تغییر وضعیت در بخش صلب مورد استفاده قرار می گیرد. ورودی بخش انعطاف پذیر u_p و ماتریس اثر ورودی انعطاف پذیر δ_2 است. عبارت $J\omega + \delta^T \dot{\eta}$ بیان گر مومنتم زاویه ای کل است. سیستم برای تغییر وضعیت بدنه اصلی دارای سه ورودی در سه محور رول، پیچ و یاو است و نوع محرکی که این گشتاورها را تولید می کند تغییری در شکل معادلات ایجاد نمی کند. گشتاورهای خارجی که به صورت اغتشاش به ماهواره وارد می شوند و تغییرات احتمالی پارامترهای مدل از مقدار نامی، با ورودی T_d نشان داده می شوند.

در معادلات بخش انعطاف پذیر، C ماتریس $N \times N$ ضرایب میرایی و K ماتریس $N \times N$ ضرایب سختی به صورت (۴) می باشد [۱۰].

$$\begin{cases} C = \text{diag}\{2\zeta_i \omega_{ni}, & i = 1, \dots, N\} \\ K = \text{diag}\{\omega_{ni}^2, & i = 1, \dots, N\} \end{cases} \quad (4)$$

ω_{ni} فرکانس طبیعی و ζ_i ضریب میرایی مود i ام هستند. وجود بخش $(J\omega + \delta^T \dot{\eta})$ در معادلات، سبب غیرخطی شدن آنها می شود. $\omega^\times$ فرم متقارن نامتوازن^۱ ماتریس ω است.

$$\omega^\times = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix} \quad (5)$$

فرض ۱: در این مقاله فرض می شود که تجهیزات توزیع یافته استفاده نشده است؛ بنابراین $u_p = 0$ بوده و معادله (۲) را می توان به صورت (۶) بیان نمود.

$$\ddot{\eta} + C\dot{\eta} + K\eta = -\delta\dot{\omega} \quad (6)$$

بنابراین می توان به صورت خلاصه معادلات ماهواره انعطاف پذیر را با در نظر گرفتن $J = J_{mb} + \delta^T \delta$ و تعریف متغیر جدید $\psi = \dot{\eta} + \delta\omega$ به صورت فرم فضای حالت (۷) که در شبیه سازی های عددی مورد استفاده قرار می گیرد، نشان داد [۳۴].

$$\begin{cases} \dot{\omega} = (J_{mb})^{-1} \left[-\omega^\times (J_{mb}\omega + \delta^T \psi) + \delta^T \right] \\ \quad \left[C\psi + K\eta - C\delta\omega \right] + u + T_d \\ \begin{bmatrix} \dot{\eta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & I \\ -K & -C \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \eta \\ \psi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -I \\ C \end{bmatrix} \delta\omega \end{cases} \quad (7)$$

که $I_3 \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ ماتریس همانی است.

بردار کوآترنیون واحد با $q = [q_1, q_2, q_3, q_4]^T$ با $[q_v^T, q_4]^T \in \mathbb{R}^4$ تعریف می شود که $q_v^T q_v + q_4^2 = 1$ برقرار است. $q_v \in \mathbb{R}^3$ قسمت برداری و $q_4 \in \mathbb{R}$ مؤلفه ی اسکالر هست. معادلات سینماتیک ماهواره، برحسب کوآترنیون در دستگاه مختصات ثابت بدنی بدین صورت بیان می شود [۳۵]:

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

کوآترنیون های مربوط به توالی دوران ۱-۲-۳ بدین صورت هست [۳۶، ۳۷]:

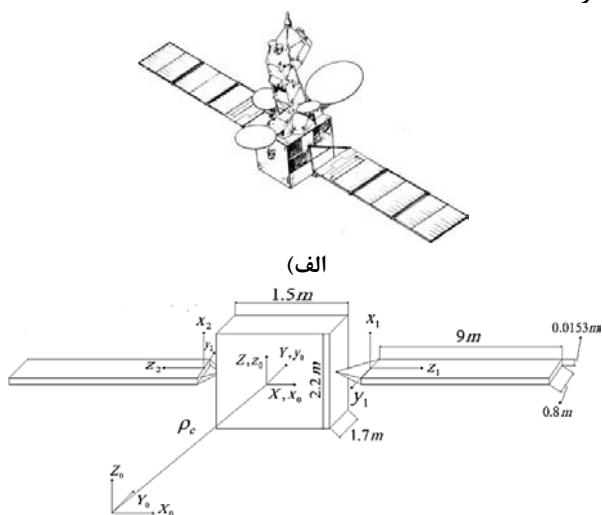
$$\begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sin(\theta_1/2) \cos(\theta_2/2) \cos(\theta_3/2) - \cos(\theta_1/2) \sin(\theta_2/2) \sin(\theta_3/2) \\ \cos(\theta_1/2) \sin(\theta_2/2) \cos(\theta_3/2) + \sin(\theta_1/2) \cos(\theta_2/2) \sin(\theta_3/2) \\ \cos(\theta_1/2) \cos(\theta_2/2) \sin(\theta_3/2) - \sin(\theta_1/2) \sin(\theta_2/2) \cos(\theta_3/2) \\ \cos(\theta_1/2) \cos(\theta_2/2) \cos(\theta_3/2) + \sin(\theta_1/2) \sin(\theta_2/2) \sin(\theta_3/2) \end{bmatrix} \quad (9)$$

¹ Skew Symmetric Form

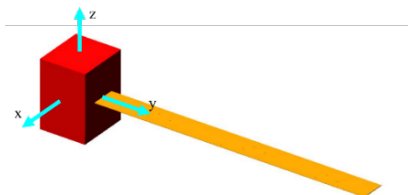
۴. سازه های انعطاف پذیر در این مدل نسبت به جسم صلب ثابت در نظر گرفته می شوند و چرخش های آنها مشابه یک تیر یکسر گیردار در نظر گرفته می شود؛

۵. از عوامل غیر خطی مانند شکاف و اصطکاک اتصال بین سکو و زائده صرف نظر می شود.

در این مدل ساختارهای انعطاف پذیر نسبت به بدنه صلب، ثابت در نظر گرفته می شود. در مرجع [۳۸] مودهای فرکانسی برای ساختاری انعطاف پذیر با ابعادی مشابه که از طریق آنالیز مودال، توسط Nastran به دست آمده اند، گزارش شده است. طبق جدول (۳) مودهای ارتعاشی خارج صفحه در راستای محور یو و مودهای ارتعاشی داخل صفحه در راستای محور رول قرار دارند.



(ب)



(ج)

شکل (۵): ماهواره ی Intelsat-5 [۳۸]. (ب) ابعاد سازه ی Intelsat-5 (۲۳)، (ج) نمایش سه محور بدنی ماهواره

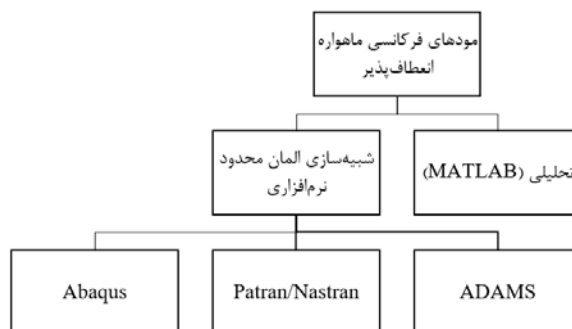
جدول (۲): مشخصات فیزیکی Intelsat-5 [۳۸]

مقدار	مشخصه	
۱۵۰۰ کیلوگرم	جرم	بدنه اصلی
۲.۲×۱.۷×۱.۵ متر	ابعاد	
diag [۳۰۲۶، ۴۴۰، ۳۱۶۴] کیلوگرم مترمربع	ماتریس اینرسی	

در غیاب تکینگی، θ_1 ، θ_2 و θ_3 زوایای رول، پیچ و یاو به ترتیب می باشند. فرض می شود رنج زوایای اویلر در بازه ی $[-\pi, \pi]$ باشد.

۴- آنالیز مودال ماهواره انعطاف پذیر

در بسیاری از روش های بیان شده به منظور استخراج دینامیک حاکم بر ماهواره که تنها شامل مشتقات زمانی است، از محاسبه دینامیک مطابق با فرکانس های طبیعی ساختارهای انعطاف پذیر، به عنوان جسمی که مانند یک تیر یک سر گیردار به بدنه متصل شده است، در نظر گرفته می شود. اعمال گشتاور و تأثیر آن بر وضعیت ماهواره ی انعطاف پذیر از طریق ماتریس ضریب جفت-شوندگی بین مختصات انعطاف پذیری، بر وضعیت بدنه ی اصلی در راستای سه محور هست. آنالیز مودال ماهواره انعطاف پذیر، شامل روش تحلیلی و شبیه سازی المان محدود نرم افزاری مطابق شکل (۴) هست.



شکل (۴): روش های آنالیز مودال ماهواره انعطاف پذیر

۴-۱- مشخصات فیزیکی مدل

به منظور شبیه سازی و صحت سنجی در این مقاله از پارامترها و مشخصات ماهواره ی Intelsat-5 مطابق شکل (۵) استفاده می شود. مشخصات فیزیکی ماهواره در جدول (۲) مشاهده می شود. فرضیات اساسی ساده سازی این مدل به شرح زیر است:

۱. جسم مرکزی که نمایانگر سکوی ماهواره است، به یک جسم صلب ساده سازی شده است که می تواند چرخش های نامحدودی را در فضای اینرسی انجام دهد؛

۲. مرکز جرم سیستم بدون تغییر باقی می ماند؛

۳. تغییر شکل الاستیک منجر به تغییر شکل های کوچک و شرایط خطی می شود و خواص فیزیکی مواد سیستم، الاستیک و ثابت هستند؛

سیستم اعمال شود این فرکانس تشدید شده و دامنه سیستم بی‌نهایت می‌شود. بنابراین فرکانس‌های که به سیستم اعمال می‌شود می‌بایست کمتر از کوچک‌ترین فرکانس طبیعی ساختار انعطاف‌پذیر باشد. زیرا کوچک‌ترین فرکانس طبیعی سیستم فرکانس غالب بوده و احتمال تشدید شدن آن بیشتر از باقی فرکانس‌ها است. با حل معادله (۱۰) داریم:

$$\begin{aligned} \Psi_r(z) &= C_1 \left(\sin \frac{\lambda_r}{L} z - \sinh \frac{\lambda_r}{L} z \right) + \\ &C_2 \left(\cos \frac{\lambda_r}{L} z - \cosh \frac{\lambda_r}{L} z \right) \\ \cos \lambda_r \cosh \lambda_r &= -1 \\ \lambda_r^4 &= \frac{\omega_n^4 m}{EI} \end{aligned} \quad (12)$$

که در آن C_1 و C_2 ثابت و ω_n فرکانس‌های طبیعی هست. شش مقدار اول λ_r مطابق جدول (۴) می‌باشند.

جدول (۴): جواب‌های معادله فرکانس

مقدار	λ_r
1.8751	λ_1
4.4940	λ_2
7.8547	λ_3
10.9950	λ_4
14.1371	λ_5
17.2787	λ_6

در معادله (۱۲)، I ممان اینرسی اول سطح مقطع است که برای محاسبه فرکانس‌های خارج از صفحه و در صفحه به‌صورت زیر است:

$$\begin{cases} I = \frac{1}{12} H^3 W, & \text{out - of - plane} \\ I = \frac{1}{12} H W^3, & \text{in - plane} \end{cases} \quad (13)$$

شرایط اولیه نیز تحت معادلات زیر استخراج می‌شوند:

$$\begin{cases} u(0, t) = 0, & \left. \frac{\partial u(z, t)}{\partial z} \right|_{z=0} \\ \left. \frac{\partial^2 u(z, t)}{\partial z^2} \right|_{z=L}, & \left. \frac{\partial^3 u(z, t)}{\partial z^3} \right|_{z=L} \end{cases} \quad (14)$$

با اعمال شرایط اولیه و جایگذاری در شرایط مرزی معادله (۱۵)، می‌توان C_1 و C_2 را محاسبه نمود.

$$\begin{cases} \int_0^L m y_r^2(z) dz = 1 \\ C_2 = C_1 \frac{\cos \lambda_r + \cosh \lambda_r}{\sin \lambda_r - \sinh \lambda_r}, & \cos \lambda_r \cosh \lambda_r = -1 \end{cases} \quad (15)$$

با به دست آوردن مقادیر C_1 و C_2 ، معادله جابه‌جایی هر نقطه بر روی تیر را می‌توان به‌صورت معادله (۱۱) نوشت.

طول	۹ متر
عرض	۰.۸ متر
ضخامت	۰.۰۱۵۳ متر
مدول یانگ	70×10^9 نیوتون بر مترمربع
چگالی	۲۷۰۰ کیلوگرم بر مترمکعب

جدول (۳): فرکانس‌های طبیعی و اثر متقابل بخش‌های صلب و انعطاف‌پذیر [۳۸]

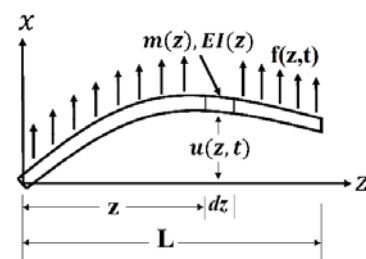
Cantilever mode description	Cantilever beam frequency (Hz)	Coupling scalars (kg.m ²) ^{0.5}		
		Roll	Pitch	Yaw
OP-1	0.1408	0	0	35.372
OP-2	1.0905	0	0	4.772
OP-3	2.6512	0	0	2.347
OP-4	5.3039	0	0	0.548
T-1	3.3053	0	2.532	0
T-2	9.9957	0	0.864	0
T-3	16.7962	0	0.381	0
IP-1	8.0850	35.865	0	0
IP-2	18.0666	2.768	0	0

۲-۴ روش تحلیلی

جابه‌جایی ارتعاشی المان جرمی dz روی یک ساختار انعطاف‌پذیر با مشخصات E, H, W و L به ترتیب مدول یانگ، طول، عرض و ارتفاع می‌باشند، مطابق شکل (۶) هست. معادله حاکم بر حرکت با در نظر گرفتن همگن بودن ساختار و بدون نیروی خارجی f به‌صورت زیر است:

$$-\frac{\partial}{\partial z^2} \left(EI \frac{\partial^2 u(z, t)}{\partial z^2} \right) = m \frac{\partial^2 u(z, t)}{\partial t^2} \quad (10)$$

که در آن EI و m به ترتیب سختی محوری و جرم ساختار هستند.



شکل (۶): پیل انعطاف‌پذیر به‌عنوان تیر یکسر گیردار

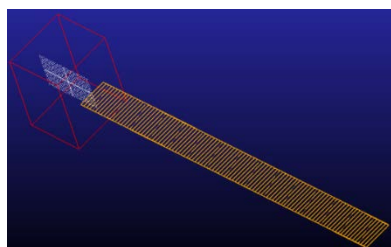
میزان انحراف $u_i(z, t)$ برای ساختار انعطاف‌پذیر z با تفکیک متغیرها به‌صورت $\Psi_{ir}(z)$ و $u_{ir}(t)$ بوده که از معادله (۱۱) به دست می‌آید. تعداد مدهای موردنظر و $\Psi_r(z)$ شکل مد r ام تیر یکسر گیردار است.

$$u(z, t) = \sum_r \Psi_r(z) u_r(t) \quad (11)$$

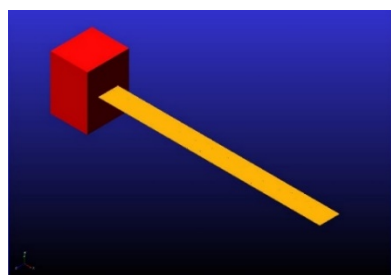
مدهای یک ساختار انعطاف‌پذیر، متناظر با فرکانس‌های طبیعی است که اگر یک گشتاور یا اغتشاش با آن فرکانس به

۳-۴- شبیه سازی المان محدود نرم افزاری

در شبیه سازی المان محدود، محاسبه ی فرکانس های طبیعی با استفاده از Patran/Nastran، ADAMS و Abaqus هست. شکل (۸) ماهواره انعطاف پذیر، به عنوان تیر یکسر درگیر متصل به بدنه ی صلب طراحی شده در ADAMS را نشان می دهد. سازه ی انعطاف پذیر از مجموع اتصال تعدادی سازه ی کوچک تر، مدل سازی می شود. مدل FEM سازه ی انعطاف پذیر شامل ۵۰۰ المان مستطیلی بوده و نحوه ی اتصال تیر به بدنه به صورت ثابت یا گیردار هست. جدول (۵) فرکانس های طبیعی و ضریب میرایی مدل را در راستاهای مختلف، به ترتیب از کوچک ترین فرکانس نشان می دهد.



(الف)



(ب)

شکل (۸): ماهواره انعطاف پذیر به عنوان تیر یکسر درگیر طراحی شده در ADAMS: (الف) نمای wireframe، (ب) نمای shaded toggle for current view

در ادامه به محاسبه فرکانس برای یک ساختار انعطاف پذیر در راستای خارج از صفحه برای سه مود ارتعاشی اول مطابق با مشخصات صفحات خورشیدی Intelsat-5 می پردازیم.

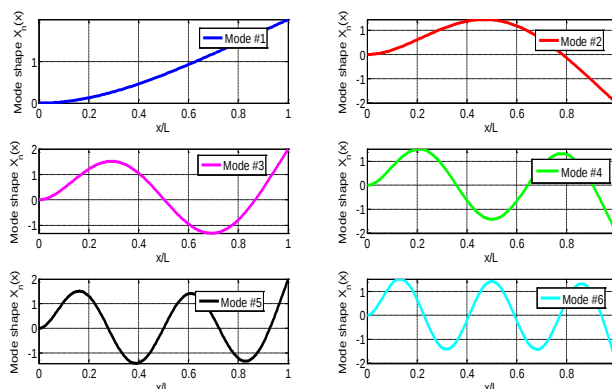
$$I = 2.38 \times 10^{-7}$$

$$\lambda_r = \begin{cases} 1.8751 \\ 4.4940 \\ 7.8547 \end{cases} \rightarrow \omega_{ni} = \begin{cases} 0.1554 \\ 0.9737 \\ 2.7263 \end{cases} \text{ Hz} \quad (16)$$

با جایگذاری ω_{ni} در معادلات و در نظر گرفتن مقادیر اولیه، شکل مودها طبق رابطه ی (۱۷) استخراج می شود. نتایج روش آنالیز مودال ماهواره انعطاف پذیر در MATLAB به صورت شکل (۷) هست.

$$\begin{cases} u_1(z, t) = \Psi_1(z)u_1(t) \rightarrow \omega_{n1} \\ u_2(z, t) = \Psi_2(z)u_2(t) \rightarrow \omega_{n2} \\ u_3(z, t) = \Psi_3(z)u_3(t) \rightarrow \omega_{n3} \end{cases} \quad (17)$$

در روش تحلیلی، فرکانس های مودهای نوسانی فقط در یک راستا به دست می آیند. مودهای در صفحه نیز با در نظر گرفتن f در راستای محور x محاسبه می شود. به دلیل اینکه این مودها از فرکانس های بالایی برخوردارند، معمولاً در محاسبات مربوط به دینامیک ماهواره وارد نمی شوند.



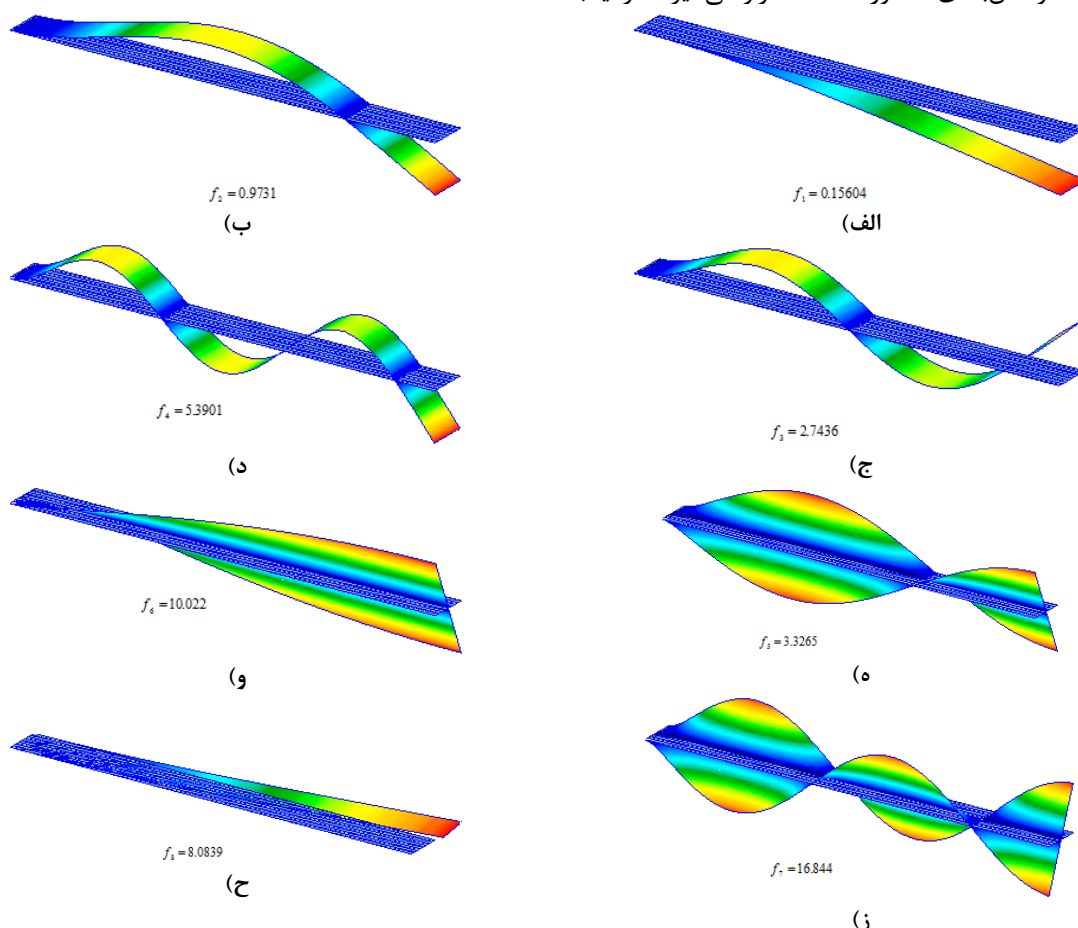
شکل (۷): شش مود اول مربوط به فرکانس های طبیعی خارج از

صفحه در MATLAB (Hz)

جدول (۵): فرکانس های طبیعی و ضریب میرایی در ADAMS (Hz)

Mode number	Undamped natural frequency	Damping ratio	Real	Imaginary
#1	0.14926	4.68909e-006	-6.99892e-007	±0.14926
#2	0.935327	2.93842e-005	-2.74838e-005	±0.935327
#3	2.61853	8.22637e-005	-0.00021541	±2.61853
#4	3.23854	0.000101742	-0.000329494	±3.23854
#5	5.13	0.000161164	-0.000826769	±5.13
#6	7.76305	0.000243883	-0.00189328	±7.76305
#7	8.47736	0.000266324	-0.00225772	±8.47736
#8	9.71481	0.0003052	-0.00296496	±9.71481
#9	12.6582	0.00039767	-0.00503379	±12.6582

جزئیات مدل FEM شامل ۵۴۰ المان مستطیلی بوده و نحوه‌ی اتصال سازه‌ی انعطاف‌پذیر به بدنه به صورت ثابت هست. شکل مودها توسط Patran/Nastran برای مودهای ارتعاشی ساختار انعطاف‌پذیر در شکل (۹) نشان داده شده است. جدول (۶) به طور خلاصه مودهای فرکانسی به دست آمده را نشان می‌دهد.



شکل (۹): شکل مودهای متناظر با فرکانس‌های طبیعی در Patran/Nastran (Hz): (الف) OP-1، (ب) OP-2، (ج) OP-3، (د) OP-4، (ه) T-1 و (و) T-2، (ز) T-3، (ح) IP-1

سازه‌ی انعطاف‌پذیر، در شکل (۱۰) آمده است. همچنین مدل FEM شامل ۴۶۸ المان مستطیلی بوده و نحوه‌ی اتصال سازه‌ی انعطاف‌پذیر به بدنه به صورت صلب هست. جدول (۷) فرکانس‌های طبیعی سازه‌ی انعطاف‌پذیر و ماهواره‌ی Intelsat-5 را در Abaqus نشان می‌دهد. فرکانس‌های به دست آمده از آنالیز مودال، در صورتی که ماهواره به صورت کامل شبیه‌سازی می‌شود، کمتر از فرکانس‌هایی است که فقط پنل خورشیدی مدل‌سازی می‌شود. دلیل این موضوع، مدهای فرکانسی هستند که به واسطه وجود اتصالات پنل خورشیدی با سازه‌ی اصلی رخ می‌دهد که یوک^۱

به منظور محاسبه فرکانس‌های طبیعی در Nastran، ابتدا ساختار انعطاف‌پذیر در محیط Patran طراحی شده و سپس جهت حل به Nastran منتقل می‌شود. Nastran به دلیل دقت بالا در مدل‌سازی، دسترسی به مازول‌های مش‌بندی مختلف، توانایی اعمال تغییرات مختلف و تعریف درجات آزادی گوناگون برای گره‌ها در مش‌بندی‌ها، مورد استفاده قرار می‌گیرد. در اینجا

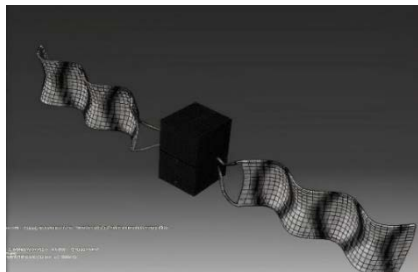
جدول (۶): مودهای فرکانسی در Patran/Nastran (Hz)

Frequency mode	Mode description	Natural frequency
#1	OP-1	0.1560
#2	OP-2	0.9731
#3	OP-3	2.7436
#4	T-1	3.3265
#5	OP-4	5.3901
#6	IP-1	8.0839
#7	T-2	10.0220
#8	T-3	16.8440

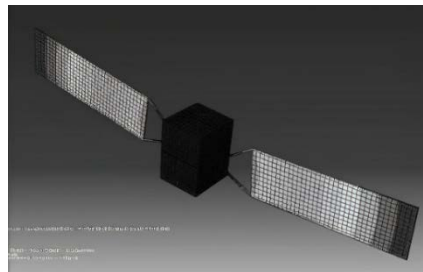
در ادامه ماهواره‌ی Intelsat-5 در Abaqus شبیه‌سازی شده و دو مد نوسانی فرکانس پایین و بالای آن در صورت تحریک شدن

¹ Yoke

نامیده می شود. در تحلیل مودال این کاهش به ویژه در مودهای خمشی و پیچشی قابل توجه است. بخش مهم در طراحی سازی پنل های خورشیدی، نحوه اتصال آن ها به بدنه ی صلب ماهواره هست. اضافه شدن جرم یوک و فاصله ی آن از مرکز جرم، ممان



(ب)



(الف)

شکل (۱۰): ماهواره ی انعطاف پذیر طراحی شده در Abaqus (الف) مود نوسانی فرکانس پایین (OP-2)، (ب) مود نوسانی فرکانس بالا (T-3)

قانون کنترل وضعیت، در نظر گرفتن چهار مود اول فرکانسی شامل OP-1، OP-2، OP-3 و T-1، می تواند دینامک ماهواره انعطاف پذیر را با دقت خوبی مدل کند. جدول (۹) مقایسه عملکرد روش های آنالیز مودال را در مقایسه با مدل عملیاتی ماهواره انعطاف پذیر (مرجع [۳۸]) نشان می دهد که حداکثر خطای نسبی برای روش تحلیلی پیاده سازی شده در MATLAB، ۱/۴۵ درصد و روش نرم افزارهای مکانیکی ۳/۳۴ درصد هست. این تفاوت حاصل از روش های مش بندی متفاوت جهت آنالیز مودال، در نرم افزارهای شبیه سازی مختلف هست. نتایج بیانگر صحت روش های مدل سازی و همچنین کارایی روش شبیه سازی المان محدود نرم افزاری هست.

جدول (۷): مودهای فرکانسی در Abaqus (Hz)

Frequency mode	Mode description	Flexible structure	Intelsat-5
#1	OP-1	0.142	0.101
#2	OP-2	0.973	0.9505
#3	OP-3	2.727	2.529
#4	T-1	3.35	3.249
#5	OP-4	5.594	5.1584
#6	IP-1	8.125	8.018
#7	T-2	10.27	10.072
#8	T-3	16.885	16.236

۴-۴- مقایسه انواع روش های آنالیز مودال

به منظور مقایسه انواع روش های مدل سازی، فرکانس هایی که از روش تحلیلی و نرم افزارهای مکانیکی به دست می آید، در جدول (۸) آمده است. می توان نتیجه گرفت که به منظور طراحی

جدول (۸): مقایسه فرکانس های طبیعی به دست آمده با روش های مختلف آنالیز مودال (Hz)

Frequency mode	Mode shape	Finite element simulation				Reference [38]
		Analytical MATLAB	ADAMS	Patran/Nastran	Abaqus	
#1	OP-1	0.155	0.1492	0.1560	0.101	0.1408
#2	OP-2	0.974	0.9353	0.9731	0.9505	1.0905
#3	OP-3	2.726	2.6185	2.7436	2.529	2.6512
#4	T-1	-	3.2385	3.3265	3.249	3.3035
#5	OP-4	5.342	5.13	5.3901	5.1584	5.3039
#6	IP-1	8.124	7.763	8.0839	8.018	8.0850
#7	T-2	-	9.7148	10.0220	10.072	9.9957
#8	T-3	-	16.6582	16.8440	16.236	16.7962

جدول (۹): مقایسه عملکرد روش های آنالیز مودال ماهواره انعطاف پذیر در مقایسه با مرجع [۳۸]

Index	Analytical	Finite element simulation
-------	------------	---------------------------

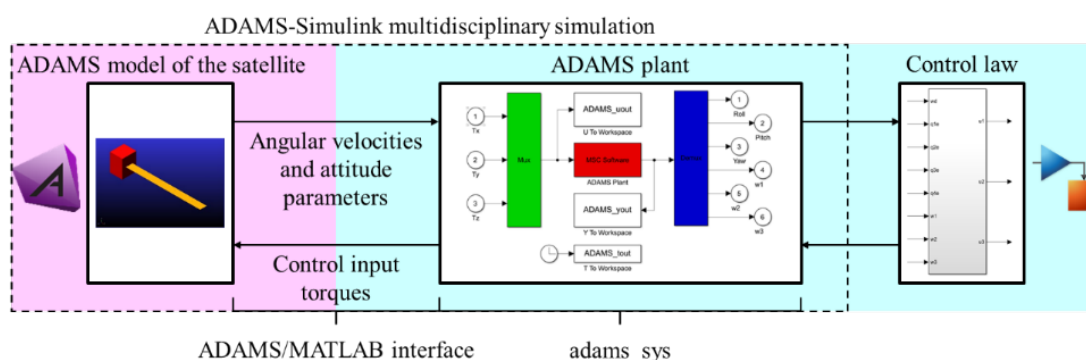
	MATLAB 	ADAMS 	Patran/Nastran 	Abaqus 
Maximum Relative Error to Reference [38]	1.45%	1.92%	0.7%	3.34%

۵- صحت‌سنجی با استفاده از شبیه‌سازی

چندموضوعی

در این بخش ارزیابی و صحت‌سنجی مدل با استفاده از روش شبیه‌سازی چندموضوعی صورت می‌گیرد. کارایی بالا و ارزیابی کامل از عملکرد قانون کنترل وضعیت پیش از پیاده‌سازی، از مزایای به‌کارگیری شبیه‌سازی چندموضوعی MATLAB و

ADAMS است [۳۹]. در آنالیز شبیه‌سازی چندموضوعی، مطابق شکل (۱۱) مدل ماهواره‌ی انعطاف‌پذیر ایجاد شده در ADAMS به محیط MATLAB/Simulink انتقال می‌یابد و با مدل دینامیک تحلیلی به ازای ورودی‌های یکسان مقایسه می‌شود. درواقع مدل تحلیلی مورد استفاده در Simulink، یک مدل مرتبه کاهش‌یافته^۱ است.



شکل (۱۱): بلوک دیاگرام شبیه‌سازی چندموضوعی برای زیرسیستم کنترل وضعیت ماهواره انعطاف‌پذیر

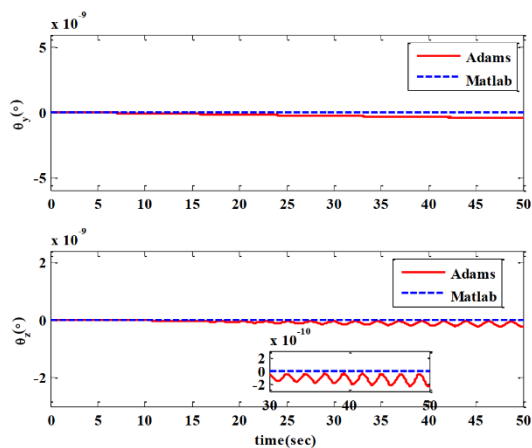
می‌شود. علت این تداخل، محدود بودن تعداد مدهای در نظر گرفته‌شده در مدل تحلیلی است. در مدل تحلیلی تنها چهار مود لحاظ شده است، درحالی‌که در مدل ADAMS تمامی مدهای ارتعاشی مدنظر قرار گرفته‌اند. از آنجاکه مدهای بالاتر موجب کوپل دینامیکی بین محورهای مختلف بدنه می‌شوند، در نظر نگرفتن آن‌ها در مدل تحلیلی باعث می‌شود اثرات متقابل بین محورهای بدنه به‌طور کامل بازنمایی نشود و در نتیجه تفاوت‌های جزئی در پاسخ محورهای مختلف مشاهده گردد. شکل (۱۴) گشتاور حول محور z اعمال شده به ماهواره‌ی انعطاف‌پذیر، زاویه دوران حول محورهای x و y، زاویه دوران و سرعت زاویه‌ای حول محور z مربوط به مدل تحلیلی و مدل ADAMS را نشان می‌دهد. تداخل ورودی سوم به سایر محورها تقریباً کوچک است.

$$\begin{cases} C = \text{diag}\{0, 0.0003, 0.0027, 0.0041\} \\ K = \text{diag}\{0.8795, 34.5368, 270.6124, 414.0533\} \end{cases} \quad (18)$$

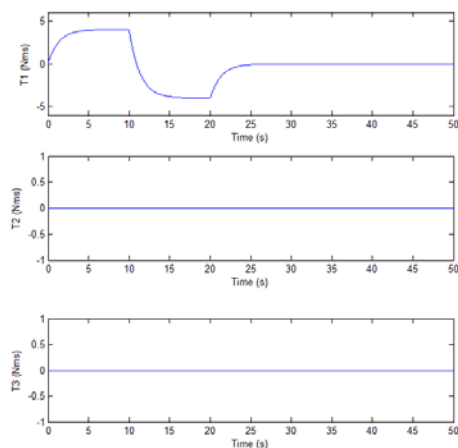
طبق شکل (۱۲) گشتاور ۵ نیوتن‌متری حول محور x به ماهواره‌ی انعطاف‌پذیر اعمال می‌شود. ماتریس‌های C و K به صورت رابطه‌ی (۱۸) برای مدل تحلیلی در نظر گرفته می‌شوند. همچنین در شبیه‌سازی‌های صورت گرفته $T_d = 0$ در نظر گرفته می‌شود. در شکل (۱۲) زاویه دوران، سرعت زاویه‌ای دوران حول محور x و خطای آن‌ها به ازای گشتاور اعمالی نیز آمده که بیانگر تداخل ناچیز ورودی اول بر سایر زوایای بدنی ماهواره هست. همان‌طور که مشاهده می‌شود ورودی اول، تداخل ناچیزی بر روی محورهای دیگر دارد.

در ادامه گشتاور ۱۰ نیوتن‌متری حول محور y، مطابق شکل (۱۳) به ماهواره‌ی انعطاف‌پذیر اعمال می‌شود. شکل (۱۳) زاویه دوران حول محورهای x و z، زاویه دوران و سرعت زاویه‌ای دوران حول محور y و خطای آن‌ها مربوط به مدل تحلیلی و مدل ADAMS را نیز نشان می‌دهد. نتایج نشان می‌دهند که ورودی دوم موجب تداخل جزئی بر محورهای دیگر بدنه‌ی ماهواره

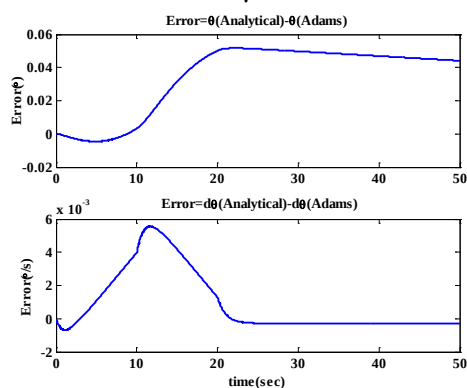
¹ Reduced Order Model



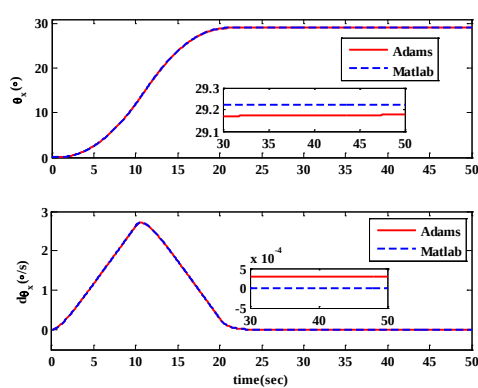
(ب)



(الف)

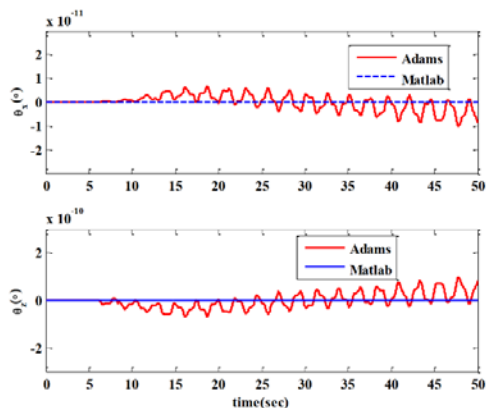


(د)

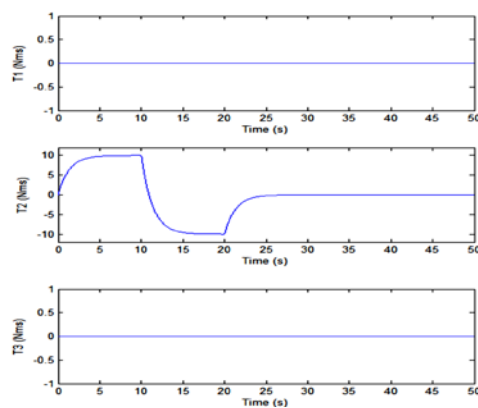


(ج)

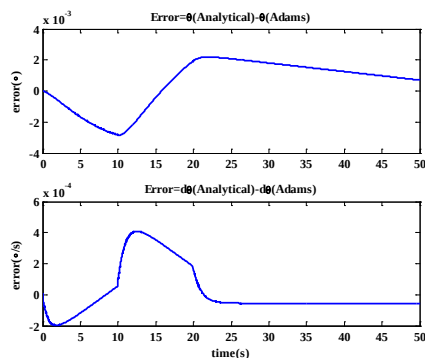
شکل (۱۲): نتایج شبیه سازی چند موضوعی: (الف) گشتاورهای اعمال شده به بدنه ماهواره انعطاف پذیر، (ب) زاویه دوران حول محورهای y و z ، (ج) زاویه دوران و سرعت زاویه ای حول محور x ، (د) خطای زاویه دوران و خطای سرعت زاویه ای بین مدل تحلیلی و مدل ADAMS



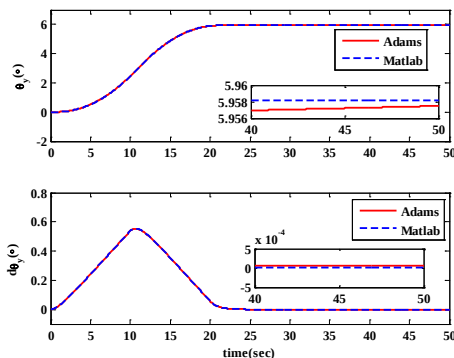
(ب)



(الف)

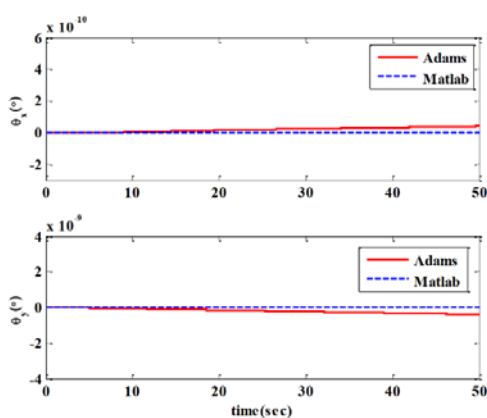


(د)

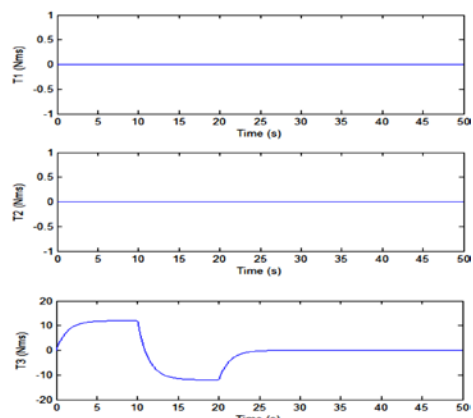


(ج)

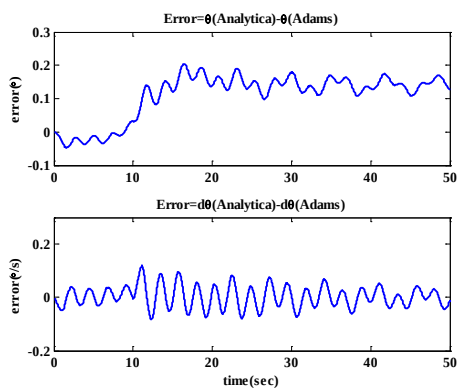
شکل (۱۳): نتایج شبیه‌سازی چندموضوعی: الف) گشتاورهای اعمال شده به بدنه ماهواره انعطاف‌پذیر، ب) زاویه دوران حول محورهای x و z ، ج) زاویه دوران و سرعت زاویه‌ای حول محور y ، د) خطای زاویه دوران و خطای سرعت زاویه‌ای بین مدل تحلیلی و مدل ADAMS



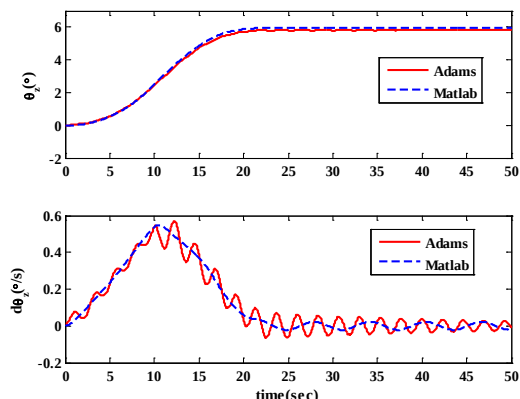
(ب)



(الف)



(د)



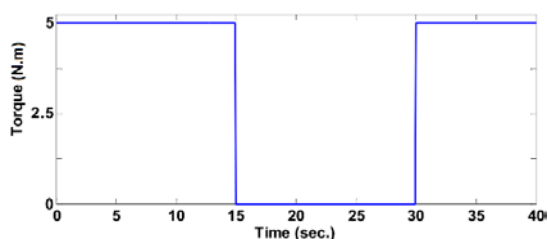
(ج)

شکل (۱۴): نتایج شبیه‌سازی چندموضوعی: الف) گشتاورهای اعمال شده به بدنه ماهواره انعطاف‌پذیر، ب) زاویه دوران حول محورهای x و y ، ج) زاویه دوران و سرعت زاویه‌ای حول محور z ، د) خطای زاویه دوران و خطای سرعت زاویه‌ای بین مدل تحلیلی و مدل ADAMS

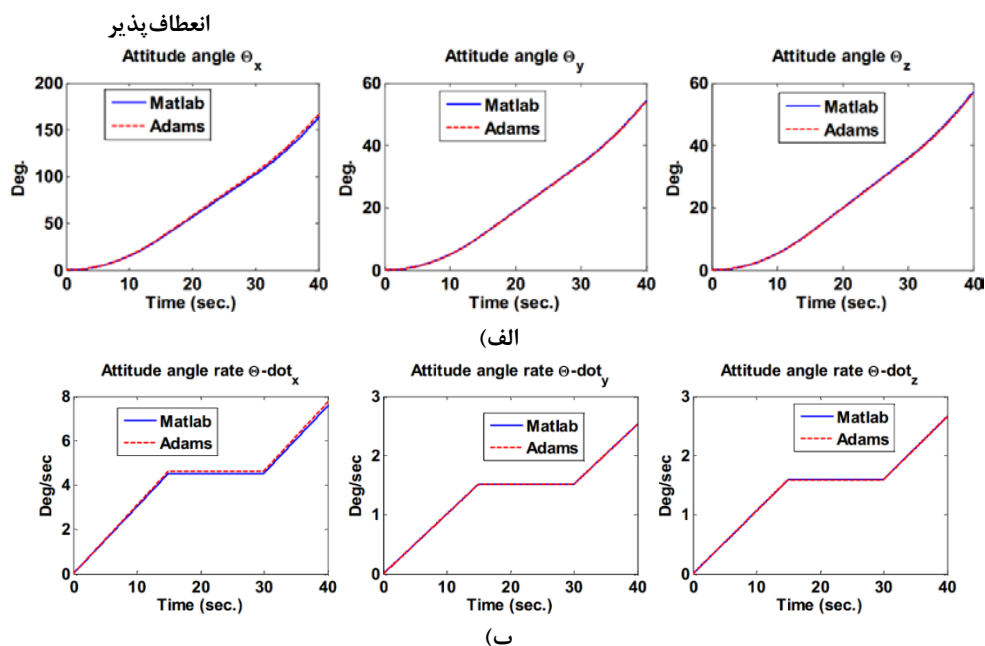
شکل (۱۶) نتایج شبیه‌سازی تطابق خوبی با یکدیگر دارند. به‌منظور درک بهتر اختلاف نتایج فوق، خطای نسبی خروجی مدل طراحی شده در MATLAB نسبت به خروجی مدل طراحی شده در ADAMS محاسبه می‌شود. همان‌طور که در شکل (۱۷)

در ادامه ورودی گشتاور آزمون پالس مربعی مطابق شکل (۱۵) به بدنه‌ی اصلی در هر سه محور بدنی ماهواره‌ی انعطاف‌پذیر اعمال شده و میزان دوران و نیز نرخ تغییرات آن بررسی می‌شود. این آزمون برای هر محور به‌صورت جداگانه انجام شده که مطابق

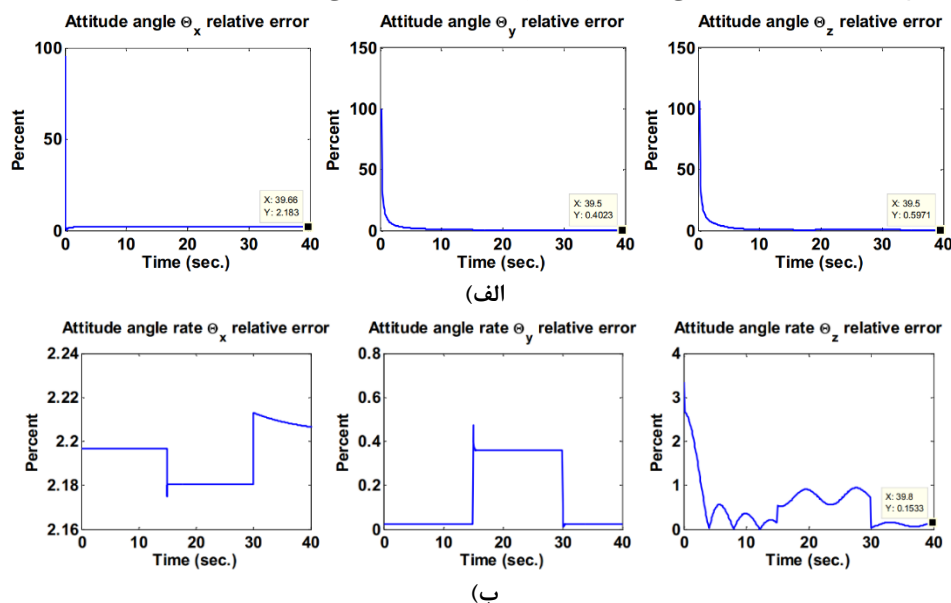
مشاهده می شود، به جز چند ثانیه اول، خطای زوایای اوپلر برای محور x کمتر از ۳ درصد و برای محور y و z کمتر از ۱ درصد هست. خطای زیاد در ثانیه های ابتدایی به دلیل همگرایی کامل رسیدن الگوریتم حل عددی MATLAB هست. همچنین تنظیمات حل کننده عددی در پیکربندی پارامترهای MATLAB/Simulink و ADAMS شامل: نوع حل کننده، گام زمانی و تلورانس نسبی خطا یکسان انتخاب شده اند. در نرخ تغییرات زوایای اوپلر نیز همین نتیجه حاصل شده است. این



شکل (۱۵): گشتاور اعمال شده حول محورهای بدنی ماهواره



شکل (۱۶): نتایج شبیه سازی چندموضوعی ماهواره انعطاف پذیر: (الف) زوایای بدنی، (ب) سرعت های زوایای حول محورهای بدنی



شکل (۱۷): نتایج شبیه‌سازی چندموضوعی ماهواره انعطاف‌پذیر: الف) خطای نسبی خروجی MATLAB نسبت به مدل ADAMS برای زوایای بدنی، ب) خطای نسبی خروجی MATLAB نسبت به مدل ADAMS برای سرعت‌های زاویه‌ای حول محورهای بدنی

۶- نتیجه‌گیری

در این مقاله روش‌های آنالیز مودال ماهواره‌ی انعطاف‌پذیر شامل روش‌های تحلیلی و المان محدود نرم‌افزاری بررسی شد. به‌منظور مدل‌سازی ماهواره از روش مختصات مودال استفاده گردید. پیکربندی ماهواره شامل بدنه اصلی صلب و آرایه‌های خورشیدی انعطاف‌پذیر بود که مشخصات فیزیکی ماهواره با استفاده از پارامترهای Intelsat-5 تعیین شد. به‌منظور ارزیابی صحت فرآیند مدل‌سازی، شبیه‌سازی چندموضوعی ماهواره انعطاف‌پذیر با استفاده از MATLAB و ADAMS ارائه شد. نتایج ارزیابی شبیه‌سازی چندموضوعی حاکی از دقت قابل‌قبول فرآیند مدل‌سازی ماهواره انعطاف‌پذیر هست. با مدل‌سازی ماهواره در ADAMS و اتصال برخط به MATLAB می‌توان دینامیک پیچیده و غیرخطی ماهواره‌های انعطاف‌پذیر را مدل نمود. همچنین می‌تواند جایگزینی مناسب برای مدل‌های تحلیلی باشد. به‌کارگیری مدل‌های المان محدود جهت مدل‌سازی و حل معادلات دینامیک ماهواره‌ی انعطاف‌پذیر، نشان‌دهنده‌ی کارایی مناسب این مدل‌ها بوده و می‌توانند برای هدف طراحی قانون کنترل وضعیت مورد استفاده قرار گیرند. در ادامه و جهت تکمیل این مطالعه می‌توان با در نظر گرفتن ساختارهای خورشیدی گردان در مدل ماهواره، این کار را توسعه داد و به کاربردهای عملیاتی نزدیک‌تر شد. همچنین استخراج دینامیک غیرخطی دقیق ماهواره با در نظر گرفتن چرخ‌های عکس‌العملی به‌عنوان عملگر در ADAMS پیشنهاد می‌شود. علاوه بر این می‌توان در روش‌های مدل‌سازی مختصات هابیرید و چندجسمی، مودهای فرکانسی ماهواره‌ی انعطاف‌پذیر را با استفاده از روش ترکیبی تحلیلی و نرم‌افزاری استخراج کرد و نتایج را مقایسه نمود.

تعارض منافع

هیچ‌گونه تعارض منافع توسط نویسندگان بیان نشده است.

تشکر و قدردانی

از داوران ارجمند و سردبیر محترم نشریه علوم، فناوری و کاربردهای فضایی به جهت ارائه نظرات تخصصی و همکاری در ارتقاء این مقاله، سپاسگزاریم.

مراجع

- [1] L. Mazzini, *Springer Aerospace Technology Flexible Spacecraft Dynamics, Control and Guidance*. Cham: Springer International Publishing, 2016.
- [2] M. Zarourati, M. Mirshams, and M. Tayefi, "Robust Hybrid Attitude Tracking and Vibration Suppression Control of a Remote Sensing Flexible Satellite Based on Command Shaping Method," *Arab. J. Sci. Eng.*, pp. 1–9, Oct. 2025.
- [3] P. Gasbarri, R. Monti, and M. Sabatini, "Very large space structures: Non-linear control and robustness to structural uncertainties," *Acta Astronaut.*, vol. 93, pp. 252–265, Jan. 2014.
- [4] M. Zarourati, M. Mirshams, and M. Tayefi, "Adaptive Robust Attitude Control and Vibration Suppression of a Flexible Satellite in Imaging Maneuver," *J. Sp. Sci. Technol.*, vol. 18, no. 1, pp. 78–91, 2025.
- [5] M. Zarourati, M. Mirshams, and M. Tayefi, "A Review on Underactuated Attitude Control of Reaction Wheel Actuated Satellites," *J. Sp. Sci. Technol.*, vol. 18, no. 2, pp. 83–119, 2025.
- [6] J. Wang and D.-X. Li, *Rigid-Flexible Coupling Dynamics and Control of Flexible Spacecraft with Time-Varying Parameters*. Singapore: Springer Singapore, 2022.
- [7] C. Chiappa, G. Bodineau, S. Boulade, and C. Beugnon, "(μ -Mu)-iteration technique: Application to attitude control of satellite with large flexible appendages," *Proc. 44th IEEE Conf. Decis. Control. Eur. Control Conf. CDC-ECC '05*, vol. 2005, pp. 641–646, 2005.
- [8] M. Zarourati, M. Mirshams, and M. Tayefi, "Integrated vibration suppression-based attitude tracking control of a flexible satellite in rapid imaging maneuver," *Aerosp. Syst.*, Jul. 2025.
- [9] B. Yuan, Z. Meng, and R.-Q. Dong, "Design of anti-unwinding attitude coupling controller for flexible spacecraft using positive position feedback control," *Acta Astronaut.*, vol. 218, pp. 163–176, May 2024.
- [10] M. N. Hasan, Y. Chen, J. Liang, and A. Wen, "Fixed-time fault-tolerant attitude control for flexible spacecraft without angular velocity sensor," *ISA Trans.*, vol. 146, pp. 87–98, Mar. 2024.
- [11] E. Azadi, M. Eghtesad, S. Fazlzadeh, and M. Azadi, "Vibration suppression of smart nonlinear flexible appendages of a rotating satellite by using hybrid adaptive sliding mode/Lyapunov control," *J. Vib. Control*, vol. 19, no. 7, pp. 975–991, May 2013.
- [12] L. Liu, D. Cao, and X. Tan, "Studies on global analytical mode for a three-axis attitude stabilized

- 48, 2020.
- [27] G. Lu, J. Zhou, G. Cai, L. Lv, and G. Fang, "Active vibration control of a large space antenna structure using cable actuator," *AIAA J.*, vol. 59, no. 4, pp. 1457–1468, 2021.
- [28] Z. J. Shahbazzadeh, R. Vatankhah, M. Eghtesad, and N. Assadian, "Development and verification of a flexible tethered satellite system model considering the fuel slosh," *Multibody Syst. Dyn.*, vol. 56, no. 3, pp. 289–312, Nov. 2022.
- [29] G. He and D. Cao, "Dynamic Modeling and Attitude–Vibration Cooperative Control for a Large-Scale Flexible Spacecraft," *Actuators*, vol. 12, no. 4, 2023.
- [30] G. Tagliani, M. Mancini, and E. Capello, "Attitude Control System Design for Multibody Flexible Spacecraft," *Proc. Am. Control Conf.*, vol. 2023–May, pp. 4820–4825, 2023.
- [31] J. Zhang, P. Wu, Q. Han, X. Wei, and Y. Duan, "Dynamic Behavior of Satellite and Its Solar Arrays Subject to Large-Scale Antenna Deployment Shock," *Aerospace*, vol. 11, no. 5, 2024.
- [32] F. Gao, J. Li, and G. Sun, "Efficient and accurate flexible multibody dynamics modeling for complex spacecraft with integrated control applications," *Acta Astronaut.*, vol. 219, pp. 818–825, 2024.
- [33] M. Liu, Q. Liu, C. Yue, and H. Li, "Prescribed performance fault-tolerant attitude control for flexible spacecraft under limited communication network," *IET Control Theory Appl.*, vol. 17, no. 11, pp. 1566–1577, 2023.
- [34] S. Di Gennaro, "Passive attitude control of flexible spacecraft from quaternion measurements," *J. Optim. Theory Appl.*, vol. 116, no. 1, pp. 41–60, 2003.
- [35] M. Rivandi, M. Mirshams, and M. Zarourati, "Design and Implementation of a Balance System for the CubeSat Attitude Determination and Control Tabletop Simulator," *J. Sp. Sci. Technol.*, vol. 16, no. 1, pp. 75–88, May 2023.
- [36] M. Zarourati, M. Mirshams, and M. Tayefi, "Designing an adaptive robust observer for underactuation fault diagnosis of a remote sensing satellite," *Int. J. Adapt. Control Signal Process.*, vol. 37, no. 11, pp. 2812–2834, Nov. 2023.
- [37] M. Zarourati, M. Mirshams, and M. Tayefi, "Active underactuation fault-tolerant backstepping attitude tracking control of a satellite with interval error constraints," *Adv. Control Appl. Eng. Ind. Syst.*, vol. 6, no. 3, Sep. 2024.
- [38] B. Wie, *Space Vehicle Dynamics and Control, Second Edition*. Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2008.
- [39] M. Zarourati, M. Mirshams, and M. Tayefi, "Attitude path design and adaptive robust tracking control of a remote sensing satellite in various imaging modes," *Proc. Inst. Mech. Eng. Part G J. Aerosp. Eng.*, vol. 237, no. 9, pp. 2166–2184, Jul. 2023.
- spacecraft by using the Rayleigh–Ritz method," *Arch. Appl. Mech.*, vol. 86, no. 12, pp. 1927–1946, 2016.
- [13] P. C. Hughes, "Modal identities for elastic bodies, with application to vehicle dynamics and control," *J. Appl. Mech. Trans. ASME*, vol. 47, no. 1, pp. 177–184, 1980.
- [14] P. W. Likins, "Dynamics and control of flexible space vehicles," 1970.
- [15] D. Lu and Y. Liu, "Singular formalism and admissible control of spacecraft with rotating flexible solar array," *Chinese J. Aeronaut.*, vol. 27, no. 1, pp. 136–144, 2014.
- [16] A. J. Elliott, A. Nakhaeezadeh Gutierrez, L. Felicetti, and L. Zanolini Fragonara, "In-orbit system identification of a flexible satellite with variable mass using dual Unscented Kalman filters," *Acta Astronaut. (Under Rev.)*, vol. 226, pp. 71–86, Jan. 2025.
- [17] O. Wallrapp and S. Wiedemann, "Simulation of deployment of a flexible solar array," *Multibody Syst. Dyn.*, vol. 7, no. 1, pp. 101–125, 2002.
- [18] B. Fufa, C. Zhao-Bo, and M. Wensheng, "Modeling and Simulation of Satellite Solar Panel Deployment and Locking," *Inf. Technol. J.*, vol. 9, no. 3, pp. 600–604, Mar. 2010.
- [19] S. Shahriari, S. Azadi, and M. M. Moghaddam, "An accurate and simple model for flexible satellites for three-dimensional studies," *J. Mech. Sci. Technol.*, vol. 24, no. 6, pp. 1319–1327, 2010.
- [20] J. C. Brannan and C. R. Carignan, "Modeling flexible-body dynamics in real-time robotic systems used in satellite servicing simulations," *AIAA Model. Simul. Technol. Conf.*, 2013.
- [21] W. Xu, D. Meng, Y. Chen, H. Qian, and Y. Xu, "Dynamics modeling and analysis of a flexible-base space robot for capturing large flexible spacecraft," *Multibody Syst. Dyn.*, vol. 32, no. 3, pp. 357–401, 2014.
- [22] B. Baghi, M. Kabganian, R. Nadafi, and E. Arabi, "Three-axis attitude stabilization of a flexible satellite using non-linear PD controller," *Trans. Inst. Meas. Control*, vol. 40, no. 2, pp. 591–605, 2018.
- [23] M. Tahmasebi and S. M. Esmailzadeh, "Modeling and co-simulating of a large flexible satellites with three reaction wheels in ADAMS and MATLAB," *Int. J. Dyn. Control*, vol. 6, no. 1, pp. 79–88, 2018.
- [24] A. Stolfi, P. Gasbarri, and M. Sabatini, "A parametric analysis of a controlled deployable space manipulator for capturing a non-cooperative flexible satellite," *Acta Astronaut.*, vol. 148, pp. 317–326, 2018.
- [25] D. Zhang, J. Luo, and J. Yuan, "Dynamics modeling and attitude control of spacecraft flexible solar array considering the structure of the hinge rolling," *Acta Astronaut.*, vol. 153, pp. 60–70, 2018.
- [26] H. Soleimani and M. Azimi, "Modeling and Simulation of a Flexible Spacecraft Solar Panels Deployment Mechanism with Yoke Driven Assembly," *J. Sp. Sci. Technol.*, vol. 13, no. 4, pp. 37–