

# محاسبه توزیع پاسخ فرکانسی سازه کمر بند گوه‌ای اتصال ماهواره به ماهواره بر ناشی از عدم قطعیت برخی پارامترهای سفتی محوری و خمشی

تاریخ دریافت: ۱۴۰۰/۱۱/۲۱

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۱/۰۴/۲۴

علی داور<sup>۱</sup>، رضا آذرآفا<sup>۲</sup>، سید صدرالدین موسوی<sup>۳</sup>

۱- دانشیار، مجتمع دانشگاهی مواد و فناوریهای ساخت، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

۲- دانشیار، مجتمع دانشگاهی مواد و فناوریهای ساخت، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران azarmut@mut.ac.ir

۳- مربی، مجتمع دانشگاهی مواد و فناوریهای ساخت، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

## چکیده

هدف از این تحقیق عدم قطعیت پارامترها باعث می‌شود که رفتار سیستم‌ها نسبت به چیزی که انتظار می‌رود، تغییر کرده و ماهیتی آماری پیدا کند. بنابراین در سیستم‌های پیچیده و حساس، همچون سازه ماهواره بر و ماهواره متصل به آن، لازم است تأثیر عدم قطعیت بر رفتار دینامیکی بررسی شود. در این مقاله، مدل اجزاء محدود نوینی از سازه ماهواره بر و ماهواره شبیه‌سازی شده است که عدم قطعیت‌های اتصال کمر بند گوه‌ای را بیان می‌کند. این مدل، بر مبنای روشی است که توزیع سفتی محوری و خمشی معادل اتصال کمر بند گوه‌ای را با در نظر گرفتن عدم قطعیت‌ها محاسبه می‌کند. سپس رفتار ارتعاشی سازه با وجود عدم قطعیت‌ها بررسی شده و روشی برای محاسبه توزیع آماری پاسخ فرکانسی سازه کامل ارائه شده است. در نهایت طیف توزیع پاسخ فرکانسی سازه کامل در دو راستای طولی و عرضی (خمشی) محاسبه شده است. نتایج نشان می‌دهد انحراف معیار توزیع در محدوده فرکانسی نزدیک به فرکانس طبیعی خمشی متأثر از اتصال کمر بند گوه‌ای، بیشترین مقدار را دارد که نشان‌دهنده تأثیر سفتی محلی این اتصال، بر پاسخ دینامیکی سازه در راستای عرضی است. همچنین انحراف معیار توزیع و در نتیجه تأثیر سفتی اتصال بر پاسخ دینامیکی سازه در راستای طولی، اندک و قابل صرف نظر است.

واژه‌های کلیدی: عدم قطعیت، اتصال کمر بند گوه‌ای، قابلیت اطمینان، پاسخ فرکانسی

## Reliability assessment of structures of satellite and satellite carrier connected by clamp band

Ali Davar<sup>1</sup>, Reza Azarafza<sup>2\*</sup>, sayed sadradin Mousavi<sup>3</sup>

1- Faculty of Materials & Manufacturing Processes, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran. davar78@gmail.com

2 Faculty of Materials & Manufacturing Processes, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran. azarkntu@yahoo.com

3 Faculty of Materials & Manufacturing Processes, Malek Ashtar University of Technology, Tehran, Iran. s.s.mousavi90@gmail.com

### Abstract

Uncertainties of the parameters cause the behavior of the systems to statistical distribution and change from what is expected. Therefore, in complex and sensitive systems, such as structures of satellite carrier and satellite connected to it, it is necessary to investigate the effect of uncertainty on dynamic response. In this paper, a novel finite element model of structures of satellite carrier and satellite is simulated to take parameters uncertainties of clamp band joint into account. This model is based on a method that calculates the distribution of axial and flexural stiffness equivalent of the clamp band joint considering all of the uncertainty. Then the vibrational behavior of the structure despite the uncertainties is investigated and a method for calculating the statistical distribution of the frequency response of the complete structure is presented. Finally, the frequency response distribution spectrum of the complete structure in both longitudinal and transverse (bending) directions is calculated. The results show that the standard deviation of the distribution in the frequency range close to the normal bending frequency due to the connection of clamp band joint has the highest value, which shows the effect of local stiffness of this connection on the dynamic response of the structure in the transverse direction. Also, the standard deviation of the distribution and consequently the effect of clamp band stiffness on the dynamic response of the structure in the longitudinal direction is small and negligible.

**Keywords:** Uncertainty, Clamp Band Joints, Reliability, Frequency Response.

۱۸۳

سال ۱۱ - شماره ۲

پاییز و زمستان ۱۴۰۱

نشریه علمی

دانش و فناوری هوا فضا



محاسبه توزیع پاسخ فرکانسی سازه کمر بند گوه‌ای اتصال ماهواره به ماهواره بر ناشی از عدم قطعیت برخی پارامترهای سفتی محوری و خمشی

## ۱. مقدمه

ماهواره‌بر در هر یک از مراحل پرتاب و پرواز مورد بارگذاری‌های پیچیده‌ای قرار می‌گیرد و نتایج آن‌ها از طریق اتصالات به ماهواره منتقل می‌شود. از این‌رو سفتی و سایر خصوصیات دینامیکی اتصال، تأثیر مهمی بر پاسخ کلی سازه و عکس‌العمل‌های وارده به ماهواره و پاسخ‌های دینامیکی آن دارد. امروزه اتصال کمر بند گوه‌ای به خاطر سادگی عملکرد و ضریب ایمنی بالا، یکی از پرکاربردترین اتصالات برای وصل کردن ماهواره به ماهواره‌بر است که در آن، متصل بودن لبه‌های فلنج با نیروی کششی اولیه تسمه، تضمین می‌شود. عملکرد این نوع از اتصالات، بیشتر تحت تأثیر اصطکاک تماسی و لغزش است. بنابراین، عدم قطعیت پارامترها و ابعاد هندسی، تأثیر مهمی بر خروجی آن دارد و باعث می‌شود تا سفتی اتصال و به تبع آن، پاسخ دینامیکی کل سازه و نیروهای وارده به ماهواره، ماهیت آماری پیدا کند. در این حالت، ممکن است با وجود آنکه در طراحی قطعی، معیارهای طراحی برآورده شده باشد، در واقعیت، رفتار سیستم، متفاوت شده و خرابی رخ دهد. بنابراین، لازم است برآورده شدن معیارهای طراحی، همچون حفظ شدن ماهواره در برابر شتاب‌ها و شوک‌های بیشتر از حد مجاز، جدا نشدن اتصال، پیش از موعد مقرر تحت بارگذاری‌های مختلف و محدود ماندن جابه‌جایی دینامیکی اجزاء مختلف، در محدوده مجاز، با در نظر گرفتن عدم قطعیت‌های موجود، بررسی شده و قابلیت اطمینان سیستم محاسبه شود.

عمده تحقیقاتی که برای بررسی شرایط دینامیکی و قابلیت اطمینان اتصال بین ماهواره‌بر و ماهواره انجام شده است، به صورت معین و با فرض پارامترهای نامی بوده و بیشتر به دقت‌تر کردن مدل‌سازی اتصال که بیشتر از نوع کمر بند گوه‌ای یا پیچی بوده، پرداخته‌اند [۱، ۲] کین و همکاران [۳] سازه ماهواره‌بر و ماهواره متصل به آن را در

نرم‌افزار انسیس مدل‌سازی کردند که در آن تمامی اعضا، به صورت تیر و اتصال نیز به کمک مجموعه‌ای از فنرهای خطی فشاری-کششی که روی محیط دایره‌ای قرار دارند، مدل شدند. سپس تأثیر وجود و میزان سفتی خمشی و محوری اتصال بر پاسخ دینامیکی و فرکانسی ماهواره را بررسی کردند. سفتی معادل هر یک از فنرها با انجام فرض تقارن محوری اتصال، محاسبه شده بود [۴]. داور و همکاران [۵] ماهواره‌بر و ماهواره متصل به آن را به کمک اتصالی که از چندین فنر خطی با سفتی‌هایی که متناسب با عدم قطعیت پارامتری محاسبه شده بودند، مدل کردند و تأثیر تغییرات پارامترهای اتصال و شرایط عدم قطعیت را در قابلیت اطمینان نهایی طرح، محاسبه کردند. کین و همکاران [۶] با هدف افزایش دقت مدل‌سازی دینامیکی اتصال کمر بند گوه‌ای، سازه کامل و ماهواره متصل به آن را به کمک روش اجزاء محدود و به صورت تیر تیموشنکو مدل کرده و اتصال را نیز به صورت تیری با جرم صفر و سفتی معین به ماتریس‌های سفتی و جرم کلی سازه، افزودند. در این پژوهش، سفتی محوری اتصال کمر بند گوه‌ای به کمک مدل متقارن محوری تحت بارگذاری محوری [۴] و سفتی خمشی آن نیز با در نظر گرفتن الاستیسیته لبه فلنچ‌ها و به کمک مدل تحلیلی اتصال، تحت بارگذاری خمشی [۷] محاسبه شد. در نهایت، تأثیر تغییر پارامترها همچون جرم پیش‌رانه و جداسازی قطعات حین پرواز ماهواره‌بر بر شکل مودها و فرکانس‌های طبیعی و پاسخ دینامیکی سازه، بررسی شد. در ادامه، کین و همکاران [۸] به کمک مدل مشابه و استفاده از روش بالانس هارمونیک، پاسخ مانای دینامیکی ماهواره متصل به سازه در برابر بارهای سینوسی را محاسبه کرده و پاسخ فرکانسی سازه در حالتی که اتصال وجود داشته و حالتی که اتصال صلب باشد را محاسبه کردند. در تمامی این موارد، تنها به مطالعه



پارامتری بسنده شده و عدم قطعیت پارامتری در مدل‌ها لحاظ نشده است. لی و همکاران [۹] اتصال پیچی را در نظر گرفتند که برخی پیچ‌های آن شل شده یا باز شده باشد. برای این کار، هر پیچ به صورت فنری با سفتی برشی و محوری معین مدل شد که میزان سفتی آن بستگی به میزان محکم بودن پیچ دارد. در سال‌های اخیر، بیشتر تحقیقات معطوف به دقیق‌تر کردن مدل‌سازی برای لحاظ کردن اثر لقی و تأثیر سفتی برشی پیچ‌ها در خصوصیات کلی اتصال بوده است [۱۰، ۱۱، ۱۲، ۱۳]. عطایی و همکاران [۱۴] روش و کنترل ارتعاش ماهواره‌های انعطاف‌پذیر را بررسی نمودند. معادله‌های دینامیکی حرکت با در نظر گرفتن پانل‌های خورشیدی چند مقطعی و اتصالات الاستیک بین هاب اصلی و پانل‌های خورشیدی را استخراج نمودند. آن‌ها روش کنترل مرزی را برای حذف خطاهای ساده‌سازی مدل‌های گسسته، با استفاده از تنها یک محرک در هاب اتخاذ کردند و نشان دادند که مستقل بودن از دقت مدل‌سازی و استفاده از بازخوردهای قابل‌اندازه‌گیری آسان، از جمله مزایای روش پیشنهادی کنترل‌کننده‌هاست. کیتامورا و همکاران [۱۵] روشی را برای تجزیه و تحلیل پاسخ شوک جدایش در ماهواره‌ها بررسی نمودند. آن‌ها یک مدل اجزای محدود را بر اساس اطلاعات طراحی ماهواره، ساختند و نیروی وارد بر بخشی از ماهواره را که با کمر بند V شکل متصل بوده و در نهایت جدا می‌شود، با استفاده از تحلیل استاتیکی به دست آوردند. سپس از یک پارامتر ورودی برای نیروی آزاد شده برای پیش‌بینی پاسخ شوک روی بدنه ماهواره، استفاده کردند. و از تحلیل پاسخ گذرا با روش برهم‌نهی حالت استفاده کردند. وانگ و همکاران [۱۶] یک روش بهبود یافته را برای پیش‌بینی پاسخ سازه فضاپیما در طول فرایند جدایش پیروتکنیک بر اساس

روش تجزیه و تحلیل انرژی آماری و المان محدود ترکیبی و تئوری شبه حالت پایدار پیشنهاد داده‌اند. روش جدید ارائه شده در این مقاله، تا حد زیادی کارایی محاسباتی را بهبود می‌بخشد. در عین حال، راهکار نظری را برای پیش‌بینی پاسخ شوک سازه فضاپیما با روش‌های حالت پایدار ارائه می‌دهد. سوی و همکاران [۱۷] یک روش مدل‌سازی و شبیه‌سازی را برای پیش‌بینی کامل ویژگی‌های دینامیکی جدایش ماهواره با در نظر گرفتن انعطاف‌پذیری کمر بند اتصال پیشنهاد داده‌اند. تحلیل دینامیک جدایش برای تعیین اثرات کمر بند اتصال انعطاف‌پذیر بر ویژگی‌های دینامیکی جدایش ماهواره‌ای انجام شده است. تأکید پژوهش آن‌ها بر بررسی اثرات موقعیت نسبی به صفحه جدایش، پیش‌بار کمر بند اتصال، ریب اصطکاک و ضربه پیچ‌های انفجاری بر پاسخ‌های شوک جدایش است. روش تحقیق ارائه شده در این مقاله، مرجعی برای طراحی مهندسی اولیه اتصال کمر بند سیستم جدایش ماهواره‌ای است. داور و همکاران [۱۸] یک مدل ریاضی برای برآورد مشخصات یک اتصال کمر بند گوه‌ای با در نظر گرفتن اثرات عدم قطعیت پارامترهای اتصال، با مقدار معقولی از هزینه محاسباتی، توسعه دادند. فرمول ریاضی سفتی و ظرفیت تحمل بار اتصال را تحت ترکیب بارها به دست آورده، سپس رفتار استاتیک سازه را با وجود عدم قطعیت‌ها بررسی کردند و روشی برای محاسبه توزیع آماری پاسخ تنشی سازه کامل، ارائه دادند. علی‌رغم پرکاربرد بودن اتصال کمر بند گوه‌ای در صنعت و تأثیر بسزای انعطاف‌پذیری آن در رفتار دینامیکی سازه، هنوز مسئله آنالیز عدم قطعیت و تحلیل قابلیت اطمینان اتصال در حین پرواز، از لحظه پرتاب تا قبل از جدایش، بررسی نشده است. تحقیقات اخیر، صرفاً تأثیر انعطاف‌پذیری اتصال کمر بند گوه‌ای در دینامیک





سازه ماهواره بر را در حالت قطعی و بدون در نظر گرفتن عدم قطعیت، بررسی کرده‌اند.

بنابراین در این مقاله، ابتدا روشی برای مدل‌سازی اتصال کمر بند گوه‌ای ارائه شده است که بتوان با لحاظ کردن عدم قطعیت پارامترهای آن، توزیع سفتی محوری و خمشی اتصال را محاسبه کرد. مطابق این روش، اتصال کمر بند گوه‌ای به صورت فرضی به بخش‌های مختلفی تقسیم شده است که درون هر بخش، تنها یک لقمه (کفشک گوه‌ای) قرار می‌گیرد. سپس سهم هر بخش، در تحمل نیروی خارجی که به اتصال اعمال می‌شود، با محاسبه سفتی معادل متناسب با جابه‌جایی آن بخش، محاسبه شده است. در ادامه، توزیع آماری سفتی کل سازه، با احتساب تغییرات سفتی هر بخش (لقمه)، محاسبه شده است. این توزیع محاسبه شده، برای تحلیل عدم قطعیت رفتار دینامیکی سازه ماهواره بر و بررسی تأثیرات آن بر توزیع آماری پاسخ فرکانسی سازه کامل ماهواره بر به همراه ماهواره متصل به آن، استفاده شده است.

## ۲. مدل‌سازی

ماهواره بر از چند مقطع که هر کدام به صورت استوانه جدار نازک هستند تشکیل شده و ماهواره به کمک اتصال کمر بند گوه‌ای، به مرحله آخر آن متصل شده است. با توجه به نسبت طول به عرض بالای ماهواره‌برها، این سازه‌ها اغلب به صورت تیر مدل می‌شوند و مدل تیر تیموشنکو با دقت مناسبی رفتار آن‌ها را شبیه‌سازی می‌کند [۱۹]. ماهواره نیز به صورت تیری مدل می‌شود که به وسیله اتصال غیر صلب به ماهواره بر متصل شده است. بدین ترتیب، ابتدا روشی برای مدل‌سازی اتصال کمر بند گوه‌ای ارائه می‌شود که با لحاظ کردن عدم قطعیت‌های موجود در آن، توزیع سفتی و میرایی محوری و خمشی اتصال، محاسبه

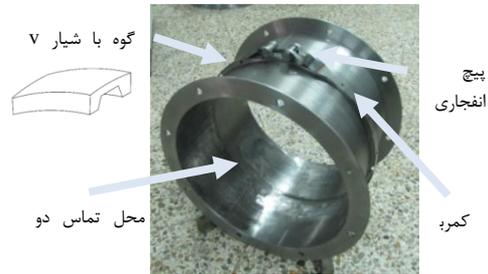
شود. سپس مدل ریاضی سازه، به صورت تیر چند مقطعی، با اتصالات غیر صلب ارائه می‌شود.

## ۱-۲. مدل‌سازی اتصال کمر بند گوه‌ای

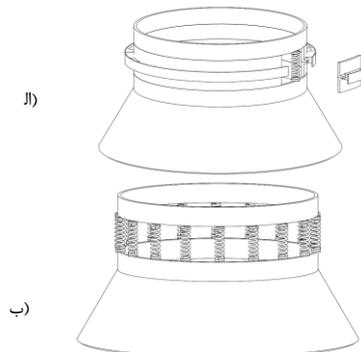
اتصال کمر بند گوه‌ای مورد بررسی همانند شکل ۱ از نوع ۱۱۹۴ بوده [۲۱] و از دو تسمه فلزی که به وسیله دو مکانیزم قفل نگه‌دارنده (مثل پین پولر یا پیچ انفجاری) به هم محکم شده و تعدادی لقمه تشکیل شده است. لقمه‌ها به خاطر نیروی کششی که مکانیزم قفل نگه‌دارنده در تسمه‌ها ایجاد می‌کند، به لبه‌های دو فلنج، فشرده شده و آن‌ها را به هم متصل می‌کند. بیشتر طراحی این اتصالات به گونه‌ای انجام می‌شود که جابه‌جایی جانبی دو فلنج نسبت به هم به کمک پین یا لبه‌هایی، مهار می‌شود [۲۱]، بنابراین، تنها سفتی محوری و خمشی اتصال، مورد بررسی قرار می‌گیرد. در این مقاله، از مدل ساخته‌شده توسط داور و همکاران [۵] الهام گرفته شده که بر مبنای مدل ساده‌شده کین و همکاران [۴] توسعه داده شده است.

عدم قطعیت‌ها باعث می‌شوند که پارامترهای تأثیرگذاری همچون ضریب اصطکاک بین لقمه‌ها و لبه‌های فلنج، زاویه شیب آن‌ها و نیروی فشاری لقمه‌ها برای هر یک از لقمه‌های اتصال متفاوت باشند. در این مدل‌سازی، اتصال به صورت فرضی به چندین بخش تقسیم شده است که درون هر بخش، تنها یک لقمه وجود داشته باشد. هنگامی که نیرو یا ممان خارجی به فلنج و در نتیجه به اتصال وارد شود، هر بخش از اتصال، قسمتی از آن را تحمل خواهد کرد. اگر تغییرات پارامترها محدود باشد، می‌توان فرض کرد که نیروی وارده به هر بخش تحت اعمال نیرو و ممان خارجی به سازه، در راستای محور ماهواره بر خواهد بود. بنابراین هر یک از این بخش‌ها همانند  $n$  فنر خطی، بین دو فلنج موازی با هم عمل می‌کنند. شکل ۱ نمایانگر وضعیتی است که در

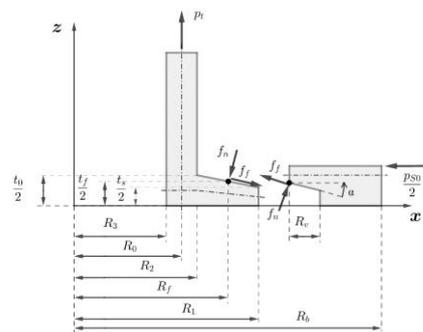
آن فلنچ‌هایی که توسط یک اتصال کمر بند گوه‌ای که  $n$  لقمه داشته، با  $n$  فنر خطی که سفتی هر کدام  $k_i$  باشد، متصل شده‌اند.



شکل ۱. اتصال کمر بند گوه‌ای بین دو فلنچ [۲۰]



شکل ۲. مدل‌سازی اتصال کمر بند گوه‌ای (الف) یک قطاع جدا شده و با فنر معادل جایگزین شده است، (ب) تمامی قطاع‌ها با فنر معادل جایگزین شده‌اند.



شکل ۳. نمودار جسم آزاد یک برش شعاعی از فلنچ بالایی به همراه لقمه

قدم اصلی در محاسبه سفتی اتصال با در نظر گرفتن عدم قطعیت‌ها، محاسبه سفتی خطی فنرهای معادلی است که مطابق شکل ۲، به جای هر لقمه، بین دو فلنچ قرار داده شده است. دیگرام جسم آزاد یک برش شعاعی از فلنچ بالایی به همراه لقمه (با فرض تقارن محوری)، در شکل ۳ نشان داده شده است [۴].

جابه‌جایی هر فنر معادل که در زاویه محوری  $\varphi$  نسبت به مکانیزم قفل نگه‌دارنده قرار گرفته و تحت نیروی محوری  $T$  است را به کمک رابطه جابه‌جایی اتصال متقارن محوری به صورت رابطه ۱ به دست آمده است [۴].

$$Y_i(T, S_0) = z_r(T, S_0) \times \frac{2\pi}{\varphi} \quad (1)$$

$$= \frac{r_0 \frac{2T}{\varphi R_0} - 2(R_1 - R_f) f_v \times \frac{\pi}{\varphi} + (t_r - \frac{t_f}{2}) \frac{S_0}{2R_b}}{k_p + k_r}$$

که در آن  $T$  نیروی محوری وارده به فلنچ و  $S_0$  نیرویی است که تسمه به لقمه وارد می‌کند.

همچنین

$$k_r = \frac{EI_r}{R^2 \Delta R} + \frac{EA t_s (2 + \beta t_0 + \frac{\bar{R}^2 t_s}{\beta R_0^2 A})}{4\beta^3 R_0^2 \Delta R A + 4\beta^2 \bar{R}^2 \Delta R t_s} \quad (2)$$

$$r_0 = R_1 - R_0 - \frac{v R_0 A (\beta t_0 + 1)}{2\beta^3 R_0^2 A + 2\beta \bar{R}^2 t_s}$$

$$t_r = \frac{\bar{R}^2 t_s (\beta t_0 + 1)}{2\beta^2 R_0^2 A + 2\beta \bar{R}^2 t_s}$$

در این روابط نیز  $\Delta R = R_1 - R_0$ ،  $\bar{R} = (R_1 + R_2)/2$  ضخامت لبه فلنچ در نقطه تماس با لقمه،  $t_0$  ضخامت لبه فلنچ در انتهای آن،  $t_s$  ضخامت پوسته استوانه‌ای فلنچ‌ها،  $R_b$  شعاع تسمه،  $A$  مساحت مقطع و  $I_r$  ممان اینرسی مقطع می‌باشد. همچنین  $\beta$  ضریب تضعیف است و به صورت  $\beta = \sqrt[4]{3(1-v)/(R_0 t_s)^2}$  تعریف شده است و  $v$  نیز نسبت پواسون است. در ادامه، مؤلفه افقی نیروی تماسی بین لقمه و فلنچ  $f_v$  و سفتی تماسی بین دو لبه فلنچ  $k_p$  از رابطه (۳) محاسبه می‌شود.

$$f_v = \frac{(1 - \mu \tan \alpha) S_0}{2(\tan \alpha + \mu) R_b} + \frac{\mu S_0}{2(\tan^2 \alpha - \mu^2) R_b} \times \frac{T}{T_m} \quad (3)$$

$$k_p = \begin{cases} 0 & z_r > 0 \\ \frac{E(R_1 - R_3)^3 (R_1 + 3R_3)}{6t_0 \bar{R} \Delta R} & z_r \leq 0 \end{cases}$$

$$T_m = \frac{\pi(1 + \mu \tan \alpha) S_0}{\tan \alpha - \mu}$$

که در آن  $T_m = \frac{\pi(1+\mu \tan \alpha)S_0}{\tan \alpha - \mu}$  بیشینه بار محوری مجاز برای اتصال است [16].

با توجه به رابطه (۱) سفتی هر بخش، از طریق رابطه (۴) محاسبه خواهد شد.

$$K_i = \frac{\delta T_i}{\delta Y_i} \quad (۴)$$

در ادامه، توزیع جابه‌جایی برحسب  $\theta$  تحت ممان تنها و نیروی محوری تنها، همانند شکل ۴ بوده و از رابطه‌های (۵) و (۶) پیروی می‌کنند.

$$Y_i(\theta) = Y_0 \quad \text{for axial load } T \quad (۵)$$

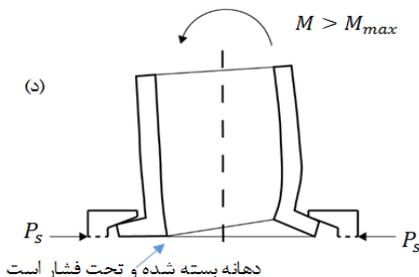
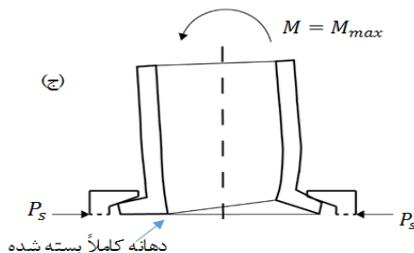
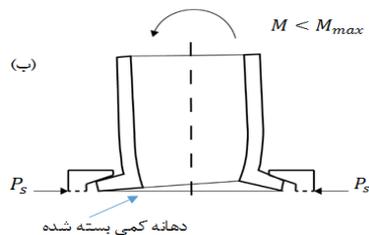
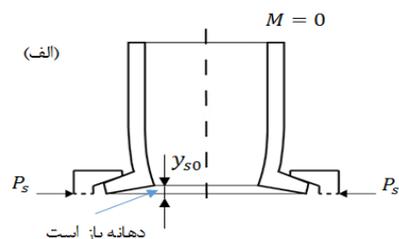
$$Y_i(\theta) = Y_0 \cos \theta \quad \text{bending moment } M, \quad (۶)$$

$$\psi \leq \psi_{max,1}$$

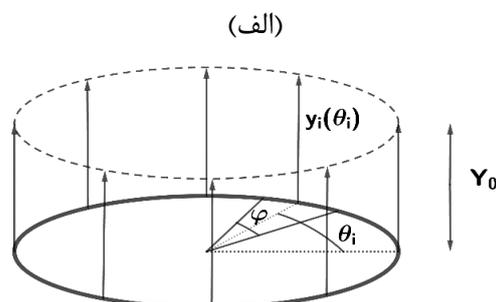
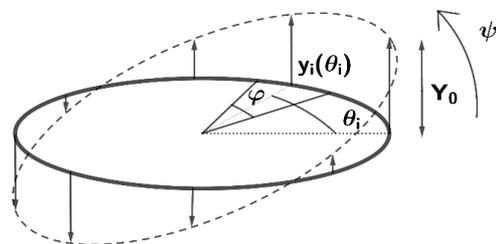
به این حالت،  $M_{max,1}$  نامیده شده و سفتی خمشی قبل از رسیدن به این حالت،  $K_{b1}$  و پس از رسیدن به آن،  $K_{b2}$  نام‌گذاری می‌شود. تصویری از اتصال تحت بارگذاری گشتاور خارجی، به‌مرور و با افزایش گشتاور، در شکل ۵ نشان داده شده است. لحظه‌ای که در سمت فشاری، گپ اولیه صفر شود، گشتاور خارجی  $M_{max,1}$  و زاویه چرخش  $M_{max,1}$ ، از رابطه‌های (۷) و (۸) قابل محاسبه هستند.

$$\psi_{max,1} = \tan^{-1} \left( \frac{y_{s0}}{R_0} \right) \quad (۷)$$

$$M_{max,1} = K_{b1} \psi_{max,1} \quad (۸)$$



شکل ۵. اتصال کمر بند گوه‌ای تحت خمشی خالص، (الف) گشتاور خارجی صفر است، (ب) گشتاور خارجی کمتر از  $M_{max,1}$  است، (ج) گشتاور خارجی برابر با  $M_{max,1}$  است و (د) گشتاور خارجی بیشتر از  $M_{max,1}$  است.



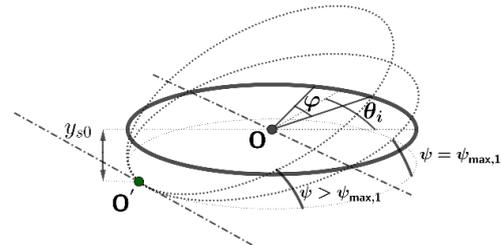
شکل ۴. توزیع جابه‌جایی فنرهای معادل در اتصال کمر بند گوه‌ای تحت بارگذاری (الف) ممان خالص و (ب) نیروی محوری خالص

به خاطر فشار جانبی در راستای شعاعی که توسط لقمه‌ها به لبه‌های دو فلنج وارد می‌شود، یک فاصله (گپ) اولیه  $y_{s0}$  بین لبه‌های دو فلنج، در حالتی که هیچ بارگذاری خارجی اعمال نمی‌شود، وجود دارد. با افزایش گشتاور خارجی، فاصله لبه فلنج‌ها کاهش می‌یابد و از مقدار معینی به بعد، فاصله بین دو فلنج در سمت فشاری، صفر می‌شود که پس از آن، جابه‌جایی فنرها متفاوت از قبل خواهد بود. ممان خارجی در لحظه رسیدن

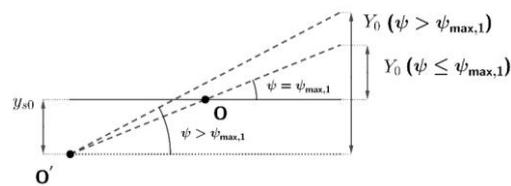
بنابراین، در حالتی که گشتاور خارجی از  $M_{max,1}$  بیشتر شده و مطابق شکل ۶، فاصله اولیه در نقطه  $O'$  صفر شود، جابه‌جایی فنرهای معادل که در رابطه ۶ نشان داده شده، به صورت رابطه (۹) قابل بازنویسی است.

$$Y_i(\theta) = Y_0 \frac{(1 + \cos \theta)}{2} - y_{s0} \quad (9)$$

for bending moment  $M$ ,  $\psi$   
 $> \psi_{max,1}$



(الف)



(ب)

شکل ۶ بیشترین جابه‌جایی و محور چرخش اتصال تحت بارگذاری خمشی خالص در دو حالت که گشتاور خارجی بیشتر یا کمتر از  $M_{max,1}$  باشد، (الف) نمای سه‌بعدی و (ب) نمای جانبی.

در نهایت، با در نظر گرفتن متعادل بودن اتصال و برابر بودن گشتاور خارجی با برابند نیروهای تمامی فنرهای معادل، سفتی محوری و خمشی اتصال، در تمامی حالت‌ها، به کمک رابطه‌های (۱۰) تا (۱۲) قابل محاسبه است.

$$K_a = \sum K_i \quad (10)$$

$$K_{b1} = \sum K_i(\theta) R_0^2 \cos^2 \theta \quad \psi < \psi_{max,1} \quad (11)$$

$$K_{b2} = \frac{\sum_{i=1}^n K_i(\theta) R_0 (1 + \cos \theta)}{\psi} \quad (12)$$

$$\times (R_0(1 + \cos \theta)\psi - y_{s0}), \psi > \psi_{max,1}$$

## ۲-۲. مدل‌سازی ماهواره‌بر

نسبت طول به قطر ماهواره‌بر زیاد بوده و مدل تیر تیموشنکو، به‌خوبی رفتار آن را مدل می‌کند. در این مقاله، اتصال بخش‌های مختلف ماهواره‌بر به یکدیگر، به صورت صلب در نظر گرفته می‌شود. اما اتصال کمر بند گوه‌ای که ماهواره را به ماهواره‌بر متصل کرده است، به صورت تیری که از طول و جرم آن صرف‌نظر شده و تنها سفتی آن در نظر گرفته شده، مدل می‌شود که سفتی محوری و خمشی معین دارد. مدل اجزاء محدود سازه به همراه نحوه مدل‌سازی اتصال به صورت تیر بدون جرم در قسمت (ب) شکل ۷ نشان داده شده است. مقادیر سفتی محوری و خمشی اتصال کمر بند گوه‌ای نیز از رابطه‌های ۱۰ تا ۱۲، هم در حالتی که عدم قطعیت وجود داشته باشد و هم در حالتی که تمامی پارامترها با مقادیر نامی خود برابر باشند، قابل محاسبه است. بنابراین ماهواره‌بر به صورت تیری چند مقطعی که یکی از اتصال‌های بین دهانه‌هایش، غیر صلب است، با استفاده از کد تجاری المان محدود انسیس، مدل می‌شود. استفاده از این کد در تحلیل ارتعاشی سازه‌های تیر و خرپا و قاب‌های سازه‌های بلند، بر اساس فرضیات تیر تیموشنکو دقیق است و مدل‌سازی در آن به سهولت قابل انجام است. سازه مورد بررسی در این مقاله، ماهواره‌بر از نوع سه مرحله‌ای LM-3A است که ابعاد آن به همراه نحوه مدل‌سازی اتصال غیر صلب، در شکل ۷ نشان داده شده است. همچنین ماهواره به صورت تیری با طول ۳/۵ متر و شعاع ۰/۴ متر مدل می‌شود [۶].

علاوه بر اجزای سازه‌ای ماهواره، سوخت آن که از نوع مایع تراکم ناپذیر و غیر لزج است [۲۰]، وزن قابل توجهی دارد و لازم است در مدل‌سازی لحاظ شود. سوخت مقاطع مختلف



جدول ۱. مشخصات سازه ماهواره بر [۲۰]

وزن سازه (Kg)	وزن سوخت (kg)	
۱۱۲۳۰	۱۷۲۰۵۰	مقطع اول
۳۵۶۱	۳۰۵۵۵	مقطع دوم
۲۷۴۲	۱۸۱۹۳	مقطع سوم
		پوشش
۵۰۰	۰	آیرو دینامیکی
		ماهواره (فیرینگ)

### ۳-۲. اعتبار سنجی مدل

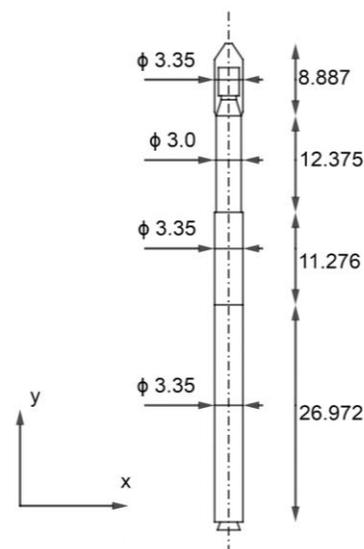
برای اعتبار سنجی مدل دینامیکی سازه ماهواره بر، نتایج به دست آمده از روش حاضر با نتایج مرجع [۸] مقایسه شده اند. توزیع مقادیر پارامترهای اتصال مطابق با داده های جدول ۲ است.

جدول ۲- توزیع پارامترهای اتصال کمر بند گوه ای [۷، ۴]

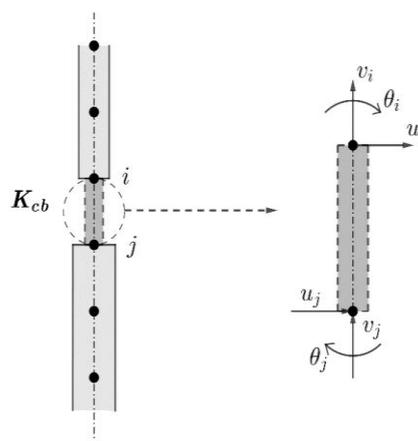
پارامتر	میانگین	پارامتر	میانگین
$\rho$ (Kg/m <sup>3</sup> )	۲۷۰۰	$R_b$ (m)	۰/۶۲۳
$\alpha$ (degree)	۱۵	$l_s$ (m)	۰/۴
$E$ (MPa)	۷۱/۷	$t_s$ (m)	۰/۰۰۸
$R_1$ (m)	۰/۶۰۷۵	$\nu$	۰/۳۳
$R_0$ (m)	۲۷۰۰	$\mu$	۰/۱۲۵
$R_{f0}$ (m)	۰/۶۰۲۶		

در این بخش، با فرض مقادیر نامی پارامترها، سفتی خمشی و محوری اتصال کمر بند گوه ای به کمک رابطه های ۱۰ تا ۱۲ محاسبه شده و مدل کامل سازه ماهواره بر به همراه ماهواره (مطابق آنچه در قسمت ۲-۲ گفته شد) مدل سازی شده است. پاسخ فرکانسی در راستای عرضی سازه با اعمال نیروی ۵۰ کیلو نیوتون در باند فرکانسی ۱ تا ۵۰ هرتز، به پایین ترین نقطه سازه و محاسبه جابه جایی در محل نوک ماهواره، محاسبه شده و در شکل ۸ نمایش داده شده است. همان طور که مشاهده می شود، نتایج به دست آمده از روش حاضر به روش المان محدود، با نتایج مرجع [۸] تطابق خوبی دارند. همچنین پاسخ فرکانسی در راستای طولی سازه نیز با اعمال شتاب  $g$  به

ماهواره بر تحت حرکات سازه، به صورت آزادانه، ولی کنترل شده، قابلیت حرکت دارد. بنابراین سوخت به صورت جرم متمرکز، بدون اینرسی دورانی که در طول هر یک از مقاطع پخش شده، مدل می شود. همچنین مقطع ماهواره بر به صورت دایره توخالی در نظر گرفته می شود که قطر خارجی آن در شکل ۷ مشخص شده و قطر داخلی آن با توجه به وزن سازه ای هر مقطع، محاسبه خواهد شد. وزن هر مقطع سازه و وزن سوخت درون هر مقطع، در جدول ۱ آورده شده است.



(الف)



(ب)

شکل ۷. (الف) ابعاد ماهواره بر مورد بررسی و (ب) نحوه مدل سازی اتصال کمر بند گوه ای (ابعاد به متر است) [۶]

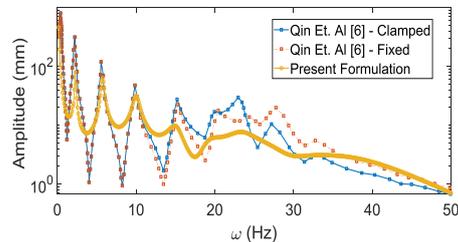
### ۳-۱. تأثیر سفتی اتصال کمر بند گوه‌ای

در شرایط واقعی، مقدار پارامترهای اتصال، با مقدار نامی آن‌ها متفاوت بوده و تنها می‌توان توزیع آماری آن را از قبل تخمین زد. بنابراین لازم است که توزیع ویژگی‌های اتصال، با توجه به این مقادیر، محاسبه شده و مبنای آنالیز قابلیت اطمینان قرار گیرد. دامنه تغییرات پارامترهای اتصال، با فرض توزیع نرمال برای آن‌ها، در شکل ۱۰-الف نشان داده شده است. نکته بااهمیت این است که برخلاف تمامی پارامترها، نیروی کشش کمر بند، که به صورت یک توزیع نمایی در نظر گرفته شده، با دو پارامتر توصیف می‌شود. در حقیقت، نیروی کشش کمر بند در هر نقطه از اتصال کمر بند گوه‌ای، کاملاً تصادفی نیست و مقدار متوسط آن، از محل مکانیزم قفل نگه-دارنده، تا وسط کمر بند، از یک مقدار بیشینه آغاز شده و به صورت نمایی کاهش می‌یابد. تصویری از توزیع نیروی کشش کمر بند در شکل ۱۰-ب نشان داده شده است. در حقیقت، تمامی پارامترهای اتصال، به صورت یک متغیر تصادفی، توصیف شده و تنها نیروی کشش کمر بند، به صورت تابعی از زاویه  $S_0(\theta)$  و به کمک دو متغیر تصادفی  $S_{0,1}(\theta)$  و  $S_{0,2}(\theta)$ ، به صورت رابطه (۱۳) توصیف می‌شود:

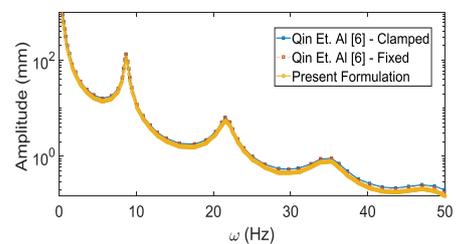
$$S_0(\theta) = S_{0,1} + S_{0,2} \times e^{|\cos(\theta)|} \quad (13)$$

مطابق رابطه (۱۳)، بیشینه نیروی کشش کمر بند در محل مکانیزم قفل نگه‌دارنده و با مقدار  $S_{0,1} + e \times S_{0,2}$  بوده و کمینه آن نیز، در زاویه ۹۰ درجه و با مقدار  $S_{0,1} + S_{0,2}$  است. بیشتر کمینه مقدار کشش کمر بند حدود ۵۰ درصد مقدار بیشینه آن است که این مورد، با انتخاب مقادیر مناسب برای متغیرهای تصادفی  $S_{0,1}(\theta)$  و  $S_{0,2}(\theta)$  لحاظ می‌شود. پارامترهای  $S_{0,1}(\theta)$  و  $S_{0,2}(\theta)$  باید به کمک داده‌های تجربی محاسبه شوند که مقادیر پیشنهادی آن‌ها در جدول ۳ آورده شده است. با استفاده از شبیه‌سازی

پایین‌ترین نقطه سازه و محاسبه جابه‌جایی در محل نوک ماهواره، با استفاده از روش حاضر محاسبه شده و با نتایج مرجع [۸] مقایسه شده که در شکل ۹ نشان داده شده است.



شکل ۸. پاسخ فرکانسی جانبی سازه، بار ۵۰ کیلو نیوتون به انتهای آن اعمال شده و جابه‌جایی نوک ماهواره خوانده می‌شود.



شکل ۹. پاسخ فرکانسی طولی سازه، شتاب 1g به انتهای آن اعمال شده و جابه‌جایی نوک ماهواره خوانده می‌شود.

### ۳. تحلیل نتایج

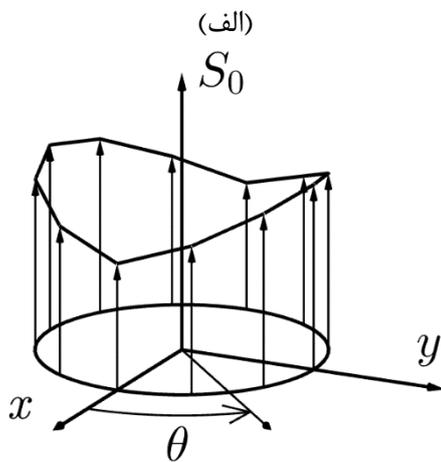
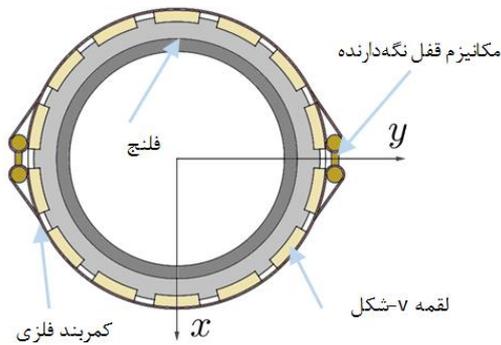
سفتی اتصال کمر بند گوه‌ای باعث می‌شود تا در فرکانس‌های معینی، شکل مود ارتعاشات محلی ماهواره غالب بوده و به غیر از ارتعاش کلی سازه، نوعی ارتعاش محلی نیز وجود داشته باشد. با توجه به عدم قطعیت پارامترهای اتصال کمر بند گوه‌ای، فرکانس طبیعی این شکل مودها، عددی قطعی نبوده و یک توزیع آماری دارد. در این بخش، ابتدا فرکانس‌های طبیعی سازه کامل، با فرض مقادیر نامی پارامترها، محاسبه می‌شوند تا شکل مودهایی که در آن، ارتعاش محلی ماهواره، جدا از مابقی سازه، به خاطر سفتی اتصال رخ می‌دهند، مشخص شوند. سپس پاسخ فرکانسی سازه در حالتی که عدم قطعیت‌های اتصال لحاظ شده، محاسبه می‌شود.



مونت کارلو با کدنویسی در نرم افزار متلب و بر اساس داده های جدول ۳ و برقراری ارتباط همزمان با نرم افزار تحلیل ارتعاشی اپن سیس، اثر دامنه تغییرات پارامترهای اتصال، در شبیه سازی ارتعاشی تیر وارد شده است.

جدول ۳. دامنه تغییرات پارامترهای اتصال

پارامتر	میانگین	تلرانس (مستقل از فاکتور عدم قطعیت) (-/+)
$E$ (MPa)	۷۱/۷	۱/۷
$\nu$	۰/۳۳	۰/۰۱
$\mu$	۰/۱۲۵	۰/۰۱۰
$S_{0,1}$ (kN)	۱۵	۲
$S_{0,2}$ (kN)	۱۰	۲
$\alpha$ (deg)	۱۵	۰/۰۵



شکل ۱۰. الف) نمای بالای اتصال کمربند گوه ای و ب) توزیع میانگین متغیر تصادفی  $S_0(\theta)$  نسبت به  $\theta$

جدول ۵. فرکانس های طبیعی سازه ماهواره بر و ماهواره در راستای محوری (فرکانس طولی)

شماره فرکانس (Hz)	اتصال کمربند گوه ای وجود دارد	اتصال صلب است
۱	۱۶/۱۳۱	۱۶/۱۳۳
۲	۲۷/۸۱۸	۲۷/۸۳۰
۳	۴۲/۹۵۳	۴۲/۹۹۹
۴	۵۴/۷۳۸	۵۴/۸۲۷
۵	۷۰/۸۶۹	۷۰/۹۶۵
۶	۸۶/۴۲۰	۸۶/۹۲۵

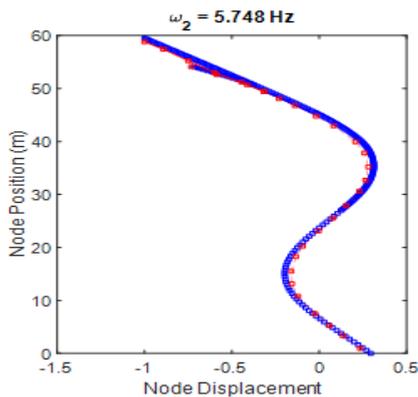
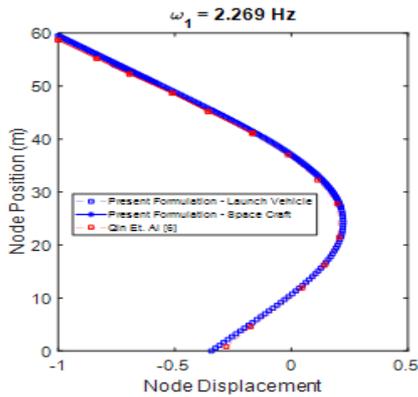
همان طور که در جدول ۴ و جدول ۵ مشاهده می شود، تأثیر تغییر سفتی اتصال، از فرکانس ۳ به بالا، بر فرکانس های طبیعی ارتعاشات عرضی سازه، محسوس است. ولی این تغییرات، بر فرکانس طبیعی ارتعاشات محوری، تأثیر زیادی

فرکانس های طبیعی سازه کامل ماهواره بر و ماهواره متصل به آن، یک بار با این فرض که اتصال کمربند گوه ای وجود نداشته و صلب باشد و بار دیگر با این فرض که اتصال کمربند گوه ای، ماهواره را به ماهواره بر متصل کرده، در دو راستای محوری و عرضی محاسبه شده و در جدول ۴ و جدول ۵ آورده شده است. فرکانس طبیعی ارتعاشات در حالت دو سر آزاد محاسبه شده، مطابق شرایط واقعی حین پرواز است.

جدول ۴. فرکانس های طبیعی سازه ماهواره بر و ماهواره در راستای عرضی (فرکانس عرضی)

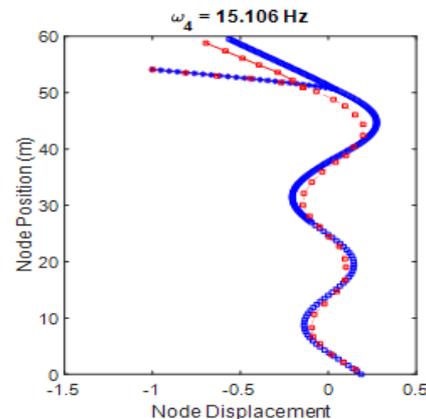
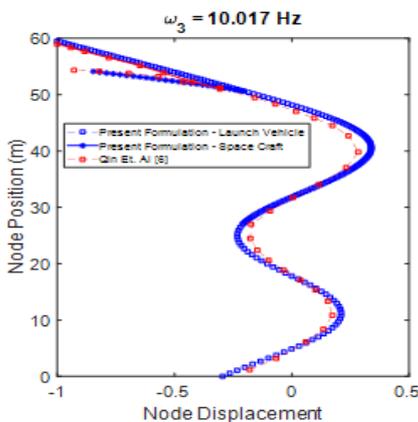
شماره فرکانس (Hz)	اتصال کمربند گوه ای وجود دارد	اتصال صلب است
۱	۲/۳۶۵	۲/۳۶۵
۲	۵/۹۴۹	۵/۹۵۸
۳	۱۰/۴۰۸	۱۰/۴۶۸
۴	۱۵/۸۰۸	۱۶/۳۷۸
۵	۱۹/۱۹۰	۲۱/۴۰۸
۶	۲۳/۴۸۲	۲۶/۱۲۰





شکل ۱۱. شکل مود یک‌سازی شده اول و دوم سازه

ماهواره‌بر و ماهواره



شکل ۱۲. شکل مود یک‌سازی شده سوم و چهارم سازه

ماهواره‌بر و ماهواره

ندارد. این موضوع، در شکل مودهای سازه نیز قابل مشاهده است. به همین خاطر، شکل مودهای ارتعاشات عرضی سازه، در شکل‌های ۱۱ تا ۱۳ نشان داده شده‌اند.

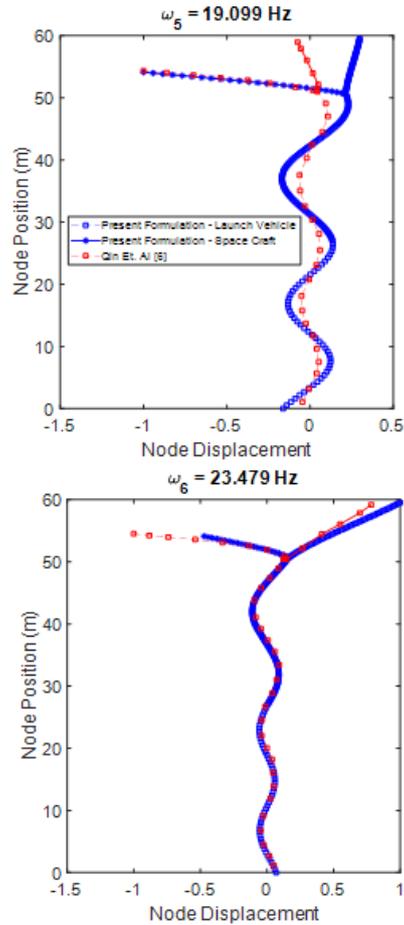
همان‌طور که از شکل‌ها پیداست، از شکل مود اول تا سوم، شکل مود ارتعاش تیر، غالب بوده و ماهواره، به‌تنهایی ارتعاش محلی نداشته و اتصال، از سفتی مناسبی برخوردار است. در شکل مود اول و دوم، تفاوت محسوسی در شکل مود سازه کامل، بدون اتصال کمر بند گوه‌ای و سازه‌ای که اتصال کمر بند گوه‌ای دارد، مشاهده نمی‌شود. از شکل مود ارتعاشی سوم به بعد، اثرات اتصال، به‌خوبی با حالتی که اتصال، صلب باشد، قابل تمیز دادن است. از شکل مود چهارم به بعد، در برخی شکل مودها، ماهواره ارتعاش محلی زیادی دارد و علت اصلی آن، عدم صلبیت کافی اتصال کمر بند گوه‌ای است. در حقیقت، در دو شکل مود سوم و چهارم، اثر اتصال روی شکل مود، کم بوده و در شکل مودهای بالاتر، ارتعاش محلی ماهواره متصل به سازه تفاوت زیادی با ارتعاش ماهواره‌ای که به‌صورت صلب به سازه متصل باشد، دارد. بنابراین انتظار می‌رود که عدم قطعیت پارامترهای اتصال، تأثیر بیشتری در نزدیکی فرکانس‌های طبیعی چهارم تا ششم داشته باشد.

### ۲-۳. پاسخ فرکانسی سازه با اتصال کمر بند

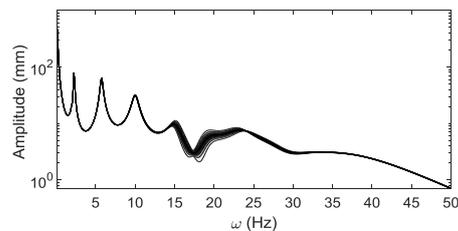
#### گوه‌ای

شکل ۱۴ توزیع پاسخ فرکانسی سازه کامل در راستای جانبی را به‌صورت طیفی که احتمال صفر را با رنگ سفید، احتمال یک را با رنگ سیاه، و احتمال‌های بین صفر و یک را با سطح مختلف رنگ خاکستری مشخص می‌کند، نشان می‌دهد. همچنین نسبت انحراف معیار توزیع شکل ۱۴ به میانگین آن در هر فرکانس، در شکل ۱۵ آورده شده است.

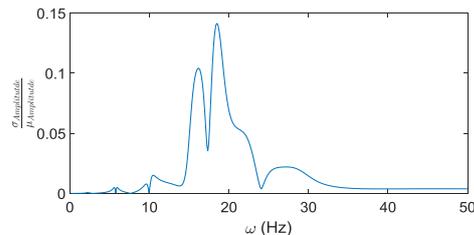
همان طور که در شکل ۱۴ مشاهده می‌شود، طیف رنگ خاکستری و سیاه، در فرکانس‌های کمتر از ۱۰ هرتز، دامنه کمتری داشته و بیانگر کم بودن انحراف معیار توزیع پاسخ فرکانسی در این محدوده فرکانسی است. این مسئله، با محاسبه نسبت انحراف معیار به میانگین، در تمامی فرکانس‌ها، مطابق شکل ۱۵ نیز قابل مشاهده است. زیرا تأثیر تغییرات سفتی اتصال، در دو شکل مود اول، بسیار کم است. این پدیده، در شکل ۱۱ نیز قابل مشاهده است. در فرکانس‌های ۱۵ تا ۳۰ هرتز، طیف رنگ سیاه، بزرگ‌تر است که بیانگر بیشینه بودن تأثیر تغییرات سفتی اتصال، بر پاسخ فرکانسی در نزدیکی این فرکانس‌هاست. علت این پدیده نیز، وجود شکل مودهای ارتعاشات محلی ماهواره به خاطر صلب نبودن اتصال کمر بند گوه‌ای است که این ارتعاشات محلی در شکل مودهای پنجم و ششم سازه کامل و در شکل ۱۳ قابل مشاهده است. قله‌های نمودار شکل ۱۴، همان فرکانس‌های طبیعی ارتعاش محلی ماهواره هستند. بر اساس شکل ۱۴، میزان جابه‌جایی نوک ماهواره در نزدیکی این فرکانس‌ها نیز بیشتر از سایر محدوده‌های فرکانسی بالاتر از فرکانس ۱۵ هرتز بوده و در مراحل طراحی، اهمیت قابل توجهی دارد. در ادامه، توزیع پاسخ فرکانسی در راستای محوری نیز محاسبه شده است. شکل ۱۶ نیز توزیع پاسخ فرکانسی محوری سازه کامل را به صورت طیفی که احتمال صفر را با رنگ سفید، احتمال یک را با رنگ سیاه، و احتمال‌های بین صفر و یک را با سطح مختلف رنگ خاکستری مشخص می‌کند، نشان می‌دهد. همان طور که در شکل ۱۶ مشاهده می‌شود، طیف رنگ خاکستری و سیاه، در تمامی فرکانس‌ها، نسبت به شکل ۱۴، کم‌رنگ‌تر بوده و بیانگر کم بودن انحراف معیار توزیع پاسخ فرکانسی در راستای محوری است. زیرا تأثیر



شکل ۱۳. شکل مود یک‌سازی شده پنجم و ششم سازه ماهواره‌بر و ماهواره

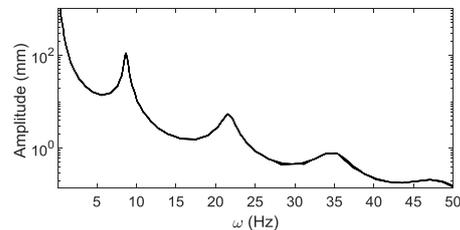


شکل ۱۴. طیف پاسخ فرکانسی جانبی سازه ماهواره‌بر و ماهواره دارای عدم قطعیت پارامتری (احتمال ۰ با رنگ سفید و احتمال ۱ با رنگ سیاه و بین این دو نیز با طیف خاکستری مشخص شده است)



شکل ۱۵. نسبت انحراف معیار به میانگین توزیع پاسخ فرکانسی جانبی سازه ماهواره‌بر و ماهواره دارای عدم قطعیت پارامتری در فرکانس‌های مختلف

تغییرات سفتی اتصال، در راستای محوری بسیار کم است. بنابراین، برای تحلیل انتشار عدم قطعیت در رفتار ارتعاشی سازه کامل، تنها بررسی راستای عرضی سازه لازم است.



شکل ۱۶- طیف پاسخ فرکانسی محوری سازه م ماهواره بر و ماهواره دارای عدم قطعیت پارامتری (احتمال ۰ با رنگ سفید و احتمال ۱ با رنگ سیاه و بین این دو نیز با طیف خاکستری مشخص شده است)

#### ۴. جمع بندی و نتیجه گیری

در این مقاله، مدل اجزاء محدود سازه ماهواره بر و ماهواره متصل به آن، با در نظر گرفتن عدم قطعیت‌های اتصال کمربند گوه‌ای، ساخته شد. برای محاسبه توزیع سفتی محوری و خمشی اتصال، روش نوینی به کار گرفته شد که اتصال را به قطاع‌هایی گسسته کرده و رابطه‌ای جدید برای محاسبه سفتی اتصالی که دارای عدم قطعیت باشد، ارائه می‌دهد. سپس رفتار ارتعاشی سازه، بررسی شده و مشاهده شد که در باند فرکانسی معینی، ارتعاش ماهواره، بیشتر از حد معمول بوده و ماهواره، جدای از ارتعاش سازه کلی، ارتعاشات محلی نیز دارد که به خاطر صلب نبودن اتصال کمربند گوه‌ای است. در نهایت، توزیع آماری پاسخ فرکانسی سازه ماهواره بر و ماهواره متصل به آن، با لحاظ کردن تمامی عدم قطعیت‌های موجود در پارامترهای اتصال کمربند گوه‌ای، محاسبه شد. انحراف معیار توزیع در برخی فرکانس‌ها که ارتعاشات محلی ماهواره، بر ارتعاش کلی سازه، غالب است، بیشتر و در سایر فرکانس‌ها، کمتر است. این رفتار فرکانسی، لزوم توجه به سفتی اتصال در رفتار ارتعاشی سازه را مشخص می‌کند. بیشتر بودن انحراف معیار توزیع، به معنی

پراکندگی بیشتر مقادیر پاسخ فرکانسی در هر فرکانس معین است. بیشترین پراکندگی در پاسخ فرکانسی عرضی و در باند فرکانسی بین ۱۵ تا ۳۰ هرتز رخ داده است. در این محدوده فرکانسی، تأثیر سفتی اتصال و فرکانس‌های طبیعی آن، در پاسخ کلی سازه، کاملاً مشهود است. این تأثیر، در خارج از این محدوده فرکانسی، در پاسخ فرکانسی عرضی و به‌ویژه در مورد پاسخ فرکانسی طولی، بسیار کم است.

#### ۵. مآخذ

- [1] C. Li, Z. Zhang, Q. Yang and P. Li, Experiments on the geometrically nonlinear vibration of thin-walled cylindrical shells with points supported boundary condition, *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 473, 115226, 2020.
- [2] G. Li, Z. Nie, Y. Zeng, J. Pan and Z. Guan, New Simplified Dynamic Modeling Method of Bolted Flange Joints of Launch Vehicle, *Journal of Vibration and Acoustics*, Vol. 142, No. 2, 2020.
- [3] Z.-Y. Qin, S.-Z. Yan and F.-L. Chu, Dynamic characteristics of launch vehicle and spacecraft connected by clamp band, *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 330, pp. 2161-2173, 2011.
- [4] Z. Y. Qin, S. Z. Yan and F. L. Chu, Dynamic analysis of clamp band joint system subjected to axial vibration, *Journal of sound and vibration*, Vol. 329, pp. 4486-4500, 2010.
- [5] A. Davar, S. S. Mousavi and R. Azarafza, Reliability Analysis of Bearing Load Capacity of V-Clamp Band Under Parameters' Uncertainty, *Journal of Mechanical Engineering*, Vol. 51, N0. 3, pp. 41-49, 2019. (in Persion)
- [6] Z. Y. Qin, S. Z. Yan and F. L. Chu, Influence of clamp band joint on dynamic behavior of launching system in ascent flight, *Proceedings of the*

- [15] T. Kitamura, K. Yoshida, H. Seko, Q. Shi, Analysis of shock response for satellite separation, Proceeding of ISME2012, USD2012, pp. 2091-2102, 2012.
- [16] X. Wang, W. Liu, X. Li and Y. Sun, The Shock Response Prediction of Spacecraft Structure Based on Hybrid FE-SEA Method, Applied Sciences, Vol. 11, pp. 1-17, 2021.
- [17] D. Cui, S. Yan, J. Li, Z. Qin and X. Guo, Dynamic analysis of satellite separation considering the flexibility of interface rings, Proc IMechE Part G: J Aerospace Engineering, Vol. 0, pp. 1-17.
- [18] A. Davar, R. Azarafza, and S. S. Mousavi, Uncertainty analysis and reliability estimation of clamp band joints, Materials Science and Technology, Vol. 36, pp. 1487-1502, 2020.
- [19] J. Odeon, Mechanics of elastic structures, New York: McGraw-Hill, Inc., 1976, pp. 83-130.
- [20] C. Zheng, G. Ruo-fei and S. Lei, LM-3A series launch vehicle user's manual, China Academy of Launch Vehicle Technology, 2011.
- [21] N. A. S. A. GD-ED, "2214, Marman Clamp System Design Guidelines, 2000.
- Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, Vol. 228, pp. 97-114, 2014.
- [7] Z. Y. Qin, S. Z. Yan and F. L. Chu, Analytical modeling of clamp band joint under external bending moment, Aerospace Science and Technology, Vol. 25, pp. 45-55, 2013.
- [8] Z. Y. Qin, S. Z. Yan and F. L. Chu, Dynamic analysis of slender launching system connected by clamp band joint using harmonic balance method, in Journal of Physics: Conference Series, Vol. 448, 2013.
- [9] H. Li, M. Zhu, Z. Xu, Z. Wang and B. Wen, The influence on modal parameters of thin cylindrical shell under bolt looseness boundary, Shock and Vibration, Vol. 2016, pp. 1-15, 2016.
- [10] Q. Tang, C. Li, H. She and B. Wen, Modeling and dynamic analysis of bolted joined cylindrical shell, Nonlinear Dynamics, Vol. 93, pp. 1953-1975, 2018.
- [11] Q. Tang, C. Li, H. She and B. Wen, Vibration analysis of bolted joined cylindrical-cylindrical shell structure under general connection condition, Applied Acoustics, Vol. 140, pp. 236-247, 2018.
- [12] F. Wang, J. Li, Y.-q. Li and Z. Luo, The investigation of vibration characteristics on the bolted disk--drum joints structure, Advances in Mechanical Engineering, Vol. 11, 1687814019831477, 2019.
- [13] Y. Liu, J. Wang and L. Chen, Dynamic Characteristics of the Flange Joint with a Snap in Aero-Engine, International Journal of Acoustics and Vibration, Vol. 23, pp. 168-174, 2018.
- [14] M. M. Ataei, H. Salarieh, H. NejatPishkenari and H. Jalili, Boundary control design for vibration suppression and attitude control of flexible satellites with multi-section appendages, Acta Astronautica, Vol. 173, pp. 22-30, 2020.

