



مدل سازی دینامیکی و کنترل فعال ارتعاشات ماهواره با صفحات خورشیدی انعطاف پذیر

عبدالمجید خوشنود^{1*}، هومان مرادی مریم نگاری²

1- استادیار، مهندسی هوافضا، دانشگاه خواجه نصیر طوسی، تهران

2- دانشجوی کارشناسی ارشد، مهندسی هوافضا، دانشگاه خواجه نصیر طوسی، تهران

*تهران، صندوق پستی 16765-3381، khoshnood@kntu.ac.ir

اطلاعات مقاله

مقاله پژوهشی کامل

دریافت: 23 مرداد 1393

پذیرش: 15 شهریور 1393

ارائه در سایت: 06 آبان 1393

کلید واژگان:

ماهواره با صفحات انعطاف پذیر

مدل سازی دینامیکی اجسام چندجسمی

سیستم تطبیقی مدل مرجع

فیلتر باریک تطبیقی

شناسایی فرکانس ارتعاشی

چکیده

در طی یک مانور توسط یک ماهواره، صفحات خورشیدی انعطاف پذیر آن تحریک شده و شروع به نوسان می کنند. این ارتعاشات باعث پدید آمدن نیروهای اغتشاشی نوسانی می گردند که به بدنه صلب ماهواره نیز اعمال می شود. ارتعاشات ایجاد شده علاوه بر امکان به وجود آمدن ترک و در نتیجه شکست در صفحات خورشیدی بر اثر پدیده خستگی، بر روی بدنه صلب که در حال انجام کارهای دقیقی نظیر عکس برداری از سطح زمین و یا ارسال اطلاعات به پایگاهی در زمین است، اختلال ایجاد می کند. در نتیجه لازم است که از آن جلوگیری به عمل آید. در این مقاله، ابتدا معادلات دینامیکی یک ماهواره شامل یک قسمت صلب مکعب شکل و دو صفحه انعطاف پذیر استخراج شده است. سپس با استفاده از ترکیب نرم افزارهای انسیس و آدامز بر روی مدل مذکور یک شبیه سازی دینامیکی انجام گرفته و نتایج با مدل تحلیلی مقایسه شده است. استراتژی کنترلی جدیدی برای کاهش ارتعاشات اجزاء انعطاف پذیر در سیستم های چندجسمی شامل اجزاء صلب و انعطاف پذیر ارائه شده است به این صورت که با حذف نوسانات از روی سرعت زاویه ای قسمت صلب، دامنه ارتعاشات اجزاء انعطاف پذیر کاهش می یابد. برای این منظور از یک سیستم کنترل تطبیقی و فیلتر باریک برای حذف نوسانات حاصل از ارتعاشات صفحات خورشیدی در فرآیند اندازه گیری استفاده شده است. در انتها نتایج حاصل از شبیه سازی سیستم کنترلی تطبیقی یک بار با در نظر گرفتن پدیده تشدید و بار دیگر بدون در نظر گرفتن آن آورده شده اند و مزیت های این روش مورد بررسی قرار گرفته است.

Dynamics modeling and active vibration control of a satellite with flexible solar panels

Abdolmajid Khoshnood^{1*}, Hooman Moradi Maryamnegari²

1- Department of Aerospace Engineering, K.N. Toosi University, Tehran, Iran.

2- Department of Aerospace Engineering, K.N. Toosi University, Tehran, Iran.

*P.O.B. 16765-3381 Tehran, Iran, khoshnood@kntu.ac.ir

ARTICLE INFORMATION

Original Research Paper
Received 14 August 2014
Accepted 06 September 2014
Available Online 28 October 2014

Keywords:

Satellite with flexible panels
Multibody systems dynamics modeling
Model reference adaptive system
Adaptive notch filter
Vibration frequency identification

ABSTRACT

Flexible solar panels of a satellite during a maneuver are stimulated and causing vibration. Such vibrations will cause some oscillatory disturbance forces that affect the satellite rigid body. Vibrations cause cracks in flexible solar panels and these cracks, because of fatigue, cause panels to fracture; moreover, satellite rigid body which performs accurate work like capturing pictures of the earth's surface or sending information to earth base, will be disturbed. Therefore, vibration should must be prevented. In this paper, dynamics equations of a satellite including cubical rigid body are extracted, then with a combination of ANSYS and ADAMS softwares, the model was simulated and the conclusions compared with analytical model. New control strategy for reducing vibrations in flexible bodies in multibody systems, including rigid and flexible bodies, is proposed. By eliminating oscillations from rigid body angular velocity, the vibrations' amplitude of flexible parts will be reduced. For this purpose, an adaptive control system and a notch filter are used to eliminate the oscillation in measurement procedure which is caused by the vibration of flexible solar panels. At last, adaptive control system simulation conclusions, once taking into consideration the resonance and then again without resonance, is shown and the merits of this method are evaluated.

1- مقدمه

لازمه مورد نیاز برای در مدار باقی ماندن را می دهد. ماهواره ها تا زمانی که انرژی لازم برای داشتن سرعت لازم در حرکت بر روی مدار را داشته باشند می توانند در مدار مورد نظر خود حرکت کنند. به محض این که این انرژی به پایان برسد، ماهواره از مدار خارج شده و در حرکتی مارپیچی شکل به داخل

صفحات خورشیدی در ماهواره ها به طور گسترده ای در انجام جذب انرژی خورشید مورد استفاده قرار می گیرند. از این انرژی برای ایجاد انرژی لازم برای در مدار باقی ماندن ماهواره ها استفاده می شود. این انرژی به ماهواره سرعت

بود با دقت بالایی مختصات تعمیم‌یافته مورد نظر را به دست آوریم. در بخش کنترل چنین سیستم‌هایی با چالش‌های بسیاری مواجه هستیم به این ترتیب که در اثر خیز الاستیک اجزای انعطاف‌پذیر، سنسورهای اندازه‌گیری دستگاه ناپویری مقادیر خطاداری را نشان می‌دهند که حلقه کنترلی در مواجهه با این اثرات دچار عملکرد نامطلوب می‌گردد. برای جلوگیری از این مشکل یکی از بهترین استراتژی‌ها حذف نوسانات از روی اندازه‌گیری‌ها با استفاده از فیلترهای باریک و سیستم‌های تطبیقی می‌باشد. به این ترتیب می‌توانیم با استفاده از کنترلرهایی ساده، سیستم‌های دینامیکی پیچیده را به راحتی کنترل کنیم. نبود سنسور بر روی اجزاء انعطاف‌پذیر دیگر چالش پیش روی است. برای حل این مسئله می‌توانیم از اثرات ارتعاشی که اجزاء انعطاف‌پذیر بر روی اجزاء صلب می‌گذارند استفاده کنیم.

در این مقاله ابتدا به مدل‌سازی دینامیکی یک ماهواره که شامل یک بدنه صلب مرکزی و دو صفحه انعطاف‌پذیر پرداخته می‌شود. مدل‌سازی دینامیکی ابتدا با استفاده از روش لاگرانژ در حالت شبه مختصات و سپس با استفاده از دو نرم‌افزارهای انسیس و آدامز انجام گرفته است. در بخش کنترلی نیز از یک سیستم تطبیقی مدل مرجع و فیلتر باریک برای حذف ارتعاشات بر روی سرعت زاویه‌ای بدنه صلب ماهواره استفاده شده است. در نهایت نتایج شبیه‌سازی این کنترلر آورده شده و مزیت‌های آن مورد بررسی قرار گرفته است.

1-2- اشاره به مراجع

از ترکیب روش مدل‌غزشی و کنترل فعال ارتعاشات به منظور مانور تک محوره یک ماهواره الاستیک در کار کوپنگلی و گانگفو [1] استفاده شده است. در این مقاله از پیژوالکتریک به عنوان عملگر کنترل ارتعاشات استفاده شده است و معادلات حرکت وضعی ماهواره با پیژوالکتریک استخراج شده است.

مسئله مدل‌سازی یک تیر الاستیک در حال چرخش که یک طرف آن مفصل و طرف دیگر آن آزاد است در مرجع [2] بیان شده است.

در مرجع [3] از روش مدل‌غزشی به منظور مانور وضعیت استفاده شده است. به منظور حذف ارتعاشات از یک عملگر که در انتهای ضمیمه لاستیک قرار دارد و نیروی متمرکز به انتهای ضمیمه اعمال می‌کند، استفاده شده است.

نحوه مدل‌سازی عدم قطعیت در سازه‌های الاستیک توسط بولت و همکاران [4] بیان شده است. در این کار عدم قطعیت در فرکانس طبیعی و میرایی مد ارتعاشی در نظر گرفته شده است. در این مرجع نحوه نرمالیزه کردن معادلات حرکت ماهواره به منظور طراحی کنترلر بیان شده است. همچنین مسئله کنترل وضعیت ماهواره الاستیک با استفاده از قضیه دوم لیاپانوف بررسی شده است.

در فعالیت بعدی کنترل وضعیت یک ماهواره انعطاف‌پذیر که دارای پنل‌های خورشیدی می‌باشد توسط کنترل فازی تطبیقی مود لغزشی در مراجع [5،6] بررسی گردیده است. در روش پیشنهادی عملکرد سیستم بهبود یافته و باعث کاهش گشتاور کنترلی اعمالی به ماهواره شده است ولی معادلات حاصله به شدت پیچیده است.

زرافشان و موسویان [7] مدل‌سازی دینامیکی یک ربات چرخ‌دار با صفحات خورشیدی انعطاف‌پذیر و دو بازوی صلب را ابتدا توسط معادلات تحلیلی به روش تعاملی صلب- انعطاف‌پذیر و سپس توسط نرم‌افزار آدامز انجام داده اند. در این کار، محاسبات تا پنج مود اول ارتعاشی در معادلات تحلیلی انجام گرفته است و پاسخ‌ها با نتایج نرم‌افزار آدامز تطابق کامل دارند.

جو زمین آمده و سقوط می‌کنند. طراحی این صفحات خورشیدی کاری دقیق و با تکنولوژی بالا محسوب می‌شود. اغلب صفحات خورشیدی موجود به طریقی طراحی و ساخته می‌شوند که سختی لازم را دارا باشند تا قسمت اصلی ماهواره بتواند با حداقل ارتعاشات به موقعیت نهایی مطلوب خود برسد. البته این سختی نباید با استفاده از طراحی‌های سنگین و حجیم به دست آید. چرا که، وجود صفحات خورشیدی صلب سنگین، باعث افزایش وزن کلی ماهواره خواهد شد. از طرف دیگر، وجود اجزاء انعطاف‌پذیر بر روی ماهواره‌ها مانند صفحات خورشیدی، بازوهای بلند یک ربات فضایی و یا میله آنتن مخابراتی یک ماهواره، منجر به در نظر گرفتن تمهیداتی برای مقابله با اثرات انعطاف‌پذیری می‌گردد. به عنوان مثال اگر دوربین تعبیه شده بر روی بدنه ماهواره قصد گرفتن عکس از زمین را داشته باشد، ارتعاشاتی که از صفحات خورشیدی بر روی بدنه ماهواره تأثیر می‌گذارند، مانع از گرفتن عکسی با کیفیت بالا از سطح زمین خواهند شد. سیستم‌های چندجسمی شامل اجزاء صلب و انعطاف‌پذیر، از نظر دینامیکی شامل اجزاء پیوسته‌ای هستند که از معادلات دیفرانسیل معمولی و جزئی جفت شده و غیرخطی تبعیت می‌کنند. حل تحلیلی چنین سیستم‌هایی تقریباً امکان‌پذیر نمی‌باشد. مشکل اصلی این سیستم‌ها، مسئله ارتعاش عضوهای انعطاف‌پذیر به دلیل سختی کم آنها می‌باشد. روش‌های متفاوتی برای مدل‌سازی سیستم‌های دینامیکی انعطاف‌پذیر ارائه شده است. مدل‌های ریاضی چنین سیستم‌هایی عموماً از قضایای انرژی استخراج می‌شوند. برای یک جسم صلب ساده، انرژی جنبشی براساس سرعت‌های خطی و دورانی و همچنین انرژی پتانسیل براساس موقعیت مراکز جرم در میدان جاذبه بیان می‌شود. در دینامیک اجسام چند جسمی، یک دستگاه اینرسی به عنوان دستگاه مرجع کلی برای تشریح حرکت یک سیستم چندجسمی به کار می‌رود. همچنین یک دستگاه واسطه که به هر یک از اجزاء انعطاف‌پذیر متصل است که جابه‌جایی‌ها و چرخش نسبی جسم را تعقیب می‌کند. حرکت نسبت به این دستگاه واسطه نوعاً فقط به دلیل تغییر شکل جسم می‌باشد. این انتخاب محاسبات نیروهای داخلی را ساده می‌سازد، چرا که اندازه تنش‌ها و کرنش‌ها تحت حرکت جسم صلب تغییر نمی‌کنند. همانند تانسور تنش کوشی و تانسور کرنش کوچک که می‌تواند برای محاسبه نیروها نسبت به دستگاه واسطه مورد استفاده قرار بگیرد. این تانسورها منجر به یک نیروی خطی در این جابجایی نسبی می‌شوند. نوع عمده از دستگاه واسطه که مورد استفاده قرار می‌گیرند دستگاه شناور خوانده می‌شوند. دستگاه شناور، حرکت جسم اصلی از ذره یا مولفه انعطاف‌پذیر داخلی را تعقیب می‌کند. استفاده از دستگاه شناور از تحقیقات بر روی دینامیک چندجسمی صلب در اواخر دهه 1960 مطرح شد. این روش برای توسعه تحلیل دینامیک چندجسمی صلب به دینامیک چندجسمی انعطاف‌پذیر به کار گرفته شد. کاربردهای اولیه از دستگاه شناور شامل تیرهای انعطاف‌پذیر چرخشی مخصوصاً در کاربردهای سازه‌های فضایی و بازوها و صفحات انعطاف‌پذیر می‌باشد. دستگاه شناور در بسط و توسعه تحلیل مودال و تکنیک‌های شناسایی مودال به صورت تجربی برای سیستم‌های چندجسمی انعطاف‌پذیر نیز به کار رفته است. این امر با شناسایی مودها و فرکانس هر یک از اجزاء انعطاف‌پذیر به صورت عددی یا تجربی انجام شده است. یکی دیگر از روش‌های مدل‌سازی دینامیکی اجسام چندجسمی شامل اجزاء صلب و انعطاف‌پذیر استفاده از ویژگی‌های نرم‌افزارهای انسیس و آدامز به طور همزمان است. نرم‌افزار انسیس با استفاده از روش المان محدود قادر به انجام آنالیز ارتعاشی و نرم‌افزار آدامز توانایی حل معادلات دینامیکی صلب و انعطاف‌پذیر را در یک محیط داراست. با ترکیب این دو نرم‌افزار قادر خواهیم

ماهواره نصب می‌شوند. برای صفحات تنها شکل مود خمشی آن‌ها در نظر گرفته شده است. در نتیجه یک درجه آزادی برای هر صفحه به درجات آزادی کل سیستم افزوده می‌شود. البته چون هر دو صفحه خورشیدی به صورت متقارن بر روی قسمت صلب مفصل شده‌اند و ابعاد و جنس یکسانی دارند، دارای شکل مود یکسان و در نتیجه مختصات تعمیم یافته یکسانی خواهند بود. پس هر دو صفحه خورشیدی انعطاف پذیر با هم تنها یک درجه آزادی به کل سیستم اضافه می‌کنند.

معادلات دینامیکی ماهواره انعطاف پذیر به وسیله رابطه لاگرانژ به صورت روابط (1) و (2) استخراج شده‌اند:

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T}{\partial \dot{\omega}} \right) - \tilde{\omega} \frac{\partial T}{\partial \omega} = T_d + u \quad (1)$$

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T}{\partial \dot{\eta}} \right) - \frac{\partial T}{\partial \eta} + \frac{\partial U}{\partial \eta} + \frac{\partial D}{\partial \dot{\eta}} = 0 \quad (2)$$

در سیستم‌های متحرک معمولاً به دست آوردن نیروهای تعمیم یافته مشکل است به همین منظور در رابطه (1) از معادلات لاگرانژ در حالت شبه مختصات استفاده شده است. در این معادلات ترکیبی از مشتقات اول مختصات تعمیم یافته به عنوان سرعت تعمیم یافته در نظر گرفته می‌شوند و معادلات لاگرانژ بر حسب نرخ چنین سرعت‌های تعمیم یافته‌ای نوشته می‌شود. لذا معادلات دینامیکی بر حسب سرعت‌های تعمیم یافته و نیروها در مختصات بدنی، فرموله‌سازی می‌شوند. در رابطه (2) به دلیل نبود نیروهای تعمیم یافته از معادلات اصلی لاگرانژ استفاده شده است.

روابط (1) و (2)، انرژی جنبشی ماهواره، U انرژی پتانسیل ناشی از خاصیت ارتجاعی صفحات، D انرژی میرایی صفحات، $\omega = [\omega_x, \omega_y, \omega_z]^T$ سرعت زاویه‌ای ماهواره، $\tilde{\omega}$ ماتریس پادمتقارن ω ، T_d گشتاور وارده از محیط به ماهواره و u گشتاور کنترلی هستند.

گشتاور محیطی به قسمت‌های مختلفی از جمله گشتاور گرادیان جاذبه، گشتاورهای آیرودینامیکی، مغناطیسی، فشار تشعشعات خورشیدی و گشتاور گرادیان جاذبه ماه و خورشید تقسیم می‌شود.

برای کنترل ماهواره از چهار تراستر به منظور ایجاد گشتاور مورد نیاز برای دوران ماهواره در کانال پیچ استفاده شده است. دو تراستر وظیفه ایجاد گشتاور مثبت و دو تراستر دیگر وظیفه ایجاد گشتاور منفی به ماهواره را دارا هستند. همانطور که از شکل 1 پیداست، تراسترها به گونه‌ای متقارن بر روی بدنه صلب ماهواره قرار گرفته‌اند که عکس‌العمل نیروهای ایجاد شده به وسیله آنها به صورت گشتاور به مرکز جرم ماهواره وارد شود.

از حل روابط (1) و (2)، معادلات کلی حرکت ماهواره انعطاف پذیر استخراج می‌شوند روابط (3) تا (15):

$$I_x \ddot{\phi} + [(I_y - I_z - I_x) \omega_0] \dot{\psi} + [(I_z - I_y) \omega_0 \phi] \dot{\theta} + (I_z - I_y) \dot{\psi} \dot{\theta} + [4(I_y - I_z) \omega_0^2] \phi + \sum_{i=1}^n F_{sxi} \ddot{\eta}_{pi} = T_{dx} + u_x \quad (3)$$

$$I_y \ddot{\theta} + [(I_x - I_z) \phi + (I_z - I_x) \omega_0 \psi] \dot{\psi} + [(I_x - I_z) \omega_0 \dot{\phi} + (I_z - I_x) \omega_0^2 \psi] \phi + 3(I_x - I_z) \omega_0^2 \theta - \phi + \sum_{i=1}^n F_{syi} \ddot{\eta}_{pi} = T_{dy} + u_y \quad (4)$$

در این تحقیق، یک روش جدید کنترل جابجایی بر پایه مسیر طراحی شده برای سیستم ربات چرخ‌دار ارائه شده است. همچنین یک کنترل تطبیقی ترکیبی خنثی کننده ارتعاشات برای انجام جابجایی جسم توسط چنین سیستم پیچیده‌ای توسعه داده شده است.

در مرجع [8] ابتدا مدل تحلیلی یک ماهواره با ضمیمه الاستیک که با تیر اوپلر برنولی یک سر درگیر - یک سر آزاد مدل شده است، استخراج شده و پس از خطی‌سازی معادلات و با فرض نامعینی پارامترها و وجود اغتشاش، یک کنترلر $L1$ برای آن طراحی گردیده است.

انگلهارت و کراس [9] جهت کنترل یک ماهواره بر از فیلتر باریک در قسمت فیدبک حلقه کنترلی استفاده کرده‌اند.

در مرجع [10] جهت پایداری‌سازی حلقه کنترل در برابر مود غالب فرکانس خمشی از فیلترهای تطبیقی استفاده شده است. در این مقاله، از دو سیستم کنترل مجزا جهت پایداری‌سازی مد ارتعاش خمشی اول و دوم یک ماهواره بهره گرفته شده است.

چوی و بنگ بر روی یک موشک کاوش ابتدا با لحاظ نمودن یک مود ارتعاشی و سپس دو مد توانستند کنترل وضعیت موشک فوق را به خوبی طراحی کنند [12,11]. آن‌ها از الگوریتم‌های تطبیقی بهره گرفتند و با استفاده از فیلترهای باریک اثر ارتعاشات را به خوبی کاهش دادند.

روشنی‌یان و خوشنود [14,13] در پژوهش‌های پیوسته خود توانستند ابتدا با لحاظ نمودن یک مود ارتعاشی و سپس دو مود، کنترل وضعیت یک ماهواره بر انعطاف پذیر را به خوبی طراحی نمایند. آنها با استفاده از روش مدل مرجع و استفاده از فیلتر تطبیقی اثر ارتعاشات را به خوبی کاهش دادند.

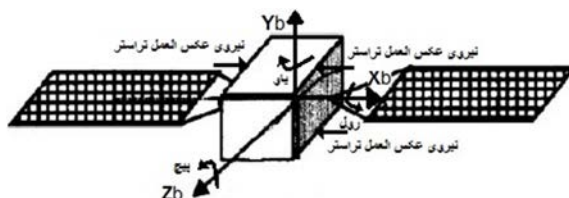
2- مدل سازی دینامیکی

2-1- مدل تحلیلی

مدل ساده ماهواره با صفحات انعطاف پذیر به همراه دستگاه مختصات بدنی در شکل 1 آورده شده است. مدل ماهواره شامل یک قسمت صلب مرکزی و دو صفحه خورشیدی انعطاف پذیر است که به قسمت صلب مرکزی ماهواره به صورت متقارن مفصل شده‌اند. مفصل بین قسمت صلب و صفحات خورشیدی انعطاف پذیر یک مفصل ثابت¹ است که هر شش درجه آزادی را مقید می‌کند. در نتیجه فرض شده است که صفحات هیچ‌گونه دورانی ندارند.

دستگاه مختصات بدنی $O_{x_b y_b z_b}$ به صورت راست‌گرد، در زوایای موقعیت صفر ماهواره و در مرکز جرم قسمت صلب مرکزی قرار گرفته است. محور O_{x_b} عمود بر صفحه مداری، محور O_{y_b} هم‌راستا با برداری است که ماهواره را به مرکز زمین متصل می‌کند و محور O_{z_b} موازی با بردار سرعت است.

در این دستگاه مختصات بدنی، صفحات خورشیدی انعطاف پذیر در صفحه $O_{x_b z_b}$ قرار می‌گیرند و هر دو صفحه به صورت موازی با محور پیچ²



شکل 1 مدل ساده ماهواره به همراه دستگاه بدنی

1- Fixed
2- Pitch

در روابط (8) و (9)، $\eta = (\eta_1, \dots, \eta_N)^T$ بردار مختصات تعمیم یافته مربوط به نوسان صفحه خورشیدی، و ماتریس های $M_{\eta\eta}$ ، $M_{\psi\eta}$ و $K_{\eta\eta}$ و $C_{\eta\eta}$ به صورت روابط (10) تا (13) محاسبه می شوند:

$$[M_{\eta\eta}]_{ij} = 2 \int_a^{l+a} \Phi_i(l-a) \Phi_j(l-a) dm \quad (10)$$

$$[M_{\psi\eta}]_i = 2 \int_a^{l+a} l \Phi_i(l-a) dm \quad (11)$$

$$[C_{\eta\eta}]_{ij} = 2 \int_a^{l+a} C \Phi_j''(l-a) \Phi_i''(l-a) dl \quad (12)$$

$$[K_{\eta\eta}]_{ij} = 2 \int_a^{l+a} D \Phi_j''(l-a) \Phi_i''(l-a) dl \quad (13)$$

روابط (10) تا (13)، D ، C و به ترتیب صلبیت خمشی صفحه و میرایی صفحه هستند. صلبیت خمشی صفحه از رابطه (14) به دست می آید:

$$D = \frac{Et^3}{12(1-\nu^2)} \quad (14)$$

برای پرهیز از پیچیدگی مدل تحلیلی، C برابر صفر در نظر گرفته شده است.

در رابطه (14)، E مدول الاستیسیته⁵، t ضخامت صفحه و ν ضریب پواسون هستند.

در نهایت رابطه ای که کوپلینگ بین زاویه پیچ و مختصات تعمیم یافته مربوط به نوسان صفحه را بیان کند از رابطه (15) حاصل می شود:

$$\begin{pmatrix} \ddot{\psi} \\ \ddot{\eta} \end{pmatrix} = M^{-1}(\eta) \left\{ -C \begin{pmatrix} \dot{\psi} \\ \dot{\eta} \end{pmatrix} - K \begin{pmatrix} \psi \\ \eta \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} h_1 + T_{d_z}(t) \\ h_2 \end{pmatrix} \right\} \\ + M^{-1}(\eta) \begin{pmatrix} 1 \\ 0 \end{pmatrix} u \\ = \begin{pmatrix} h_3(\psi, \dot{\psi}, \eta, \dot{\eta}, t) \\ h_4(\psi, \dot{\psi}, \eta, \dot{\eta}, t) \end{pmatrix} \\ + M^{-1}(\eta) \begin{pmatrix} 1 \\ 0 \end{pmatrix} u \quad (15)$$

در رابطه 15، O نشانگر یک ماتریس صفر با ابعاد مناسب است و $M(\eta)$ ، C ، K ، h_1 و h_2 از روابط روابط (16) تا (20) حاصل می شوند:

$$M(\eta) = \begin{bmatrix} I_z + \eta^T M_{\eta\eta} \eta & M_{\psi\eta}^T \\ M_{\psi\eta} & M_{\eta\eta} \end{bmatrix} \quad (16)$$

$$C = \text{diag}(O, C_{\eta\eta}) \quad (17)$$

$$K = \text{diag}(O, K_{\eta\eta}) \quad (18)$$

$$h_1 = -3\dot{\omega}^2 \left[I_{z_p} - \frac{1}{2} \eta^T M_{\eta\eta} \eta \right] \sin(2\psi) \\ - 3\dot{\omega}^2 \cos(2\psi) M_{\psi\eta}^T \eta \\ - 2(\dot{\psi} + \dot{\omega}) \dot{\eta}^T M_{\eta\eta} \eta \quad (19)$$

$$h_2 = (\dot{\psi}^2 + 2\dot{\psi}\dot{\omega} + 3\dot{\omega}^2 \sin^2\psi) M_{\eta\eta} \eta \\ - \frac{3}{2} \dot{\omega}^2 \sin(2\psi) M_{\psi\eta} \quad (20)$$

2-2- مدل دینامیکی در نرم افزار آدامز

مدل ماهواره با صفحات الاستیک در نرم افزار آدامز در شکل 2 آورده شده است. همان طور که از شکل پیداست، صفحات انعطاف پذیر ماهواره طوری جهت دهی شده اند که با مدل تحلیلی یکسان شوند تا قابل مقایسه با یکدیگر باشند. تمام مشخصات گفته شده در قسمت مدل تحلیلی برای ماهواره عیناً در نرم افزار آدامز مدل شده اند. تنها تفاوت دو مدل در دو قطعه کمکی⁶ است

$$I_z \ddot{\psi} + [(I_x - I_z - I_y) \omega_0] \dot{\psi} + [(I_x - I_y) \omega_0 \psi] \dot{\theta} \\ + (I_y - I_x) \dot{\psi} \dot{\theta} + [(I_y - I_x) \omega_0^2] \psi \\ + \sum_{i=1}^n F_{szi} \ddot{\eta}_{pi} = T_{d_z} + u_z \quad (5)$$

$$\ddot{\eta}_{pi} + 2\xi_{pi} \omega_{pi} \dot{\eta}_{pi} + \omega_{pi}^2 \eta_{pi} + F_{sxi}^T (\dot{\psi} - \omega_0 \psi) + F_{syt}^T \dot{\theta} \\ + F_{szi}^T (\ddot{\psi} + \omega_0 \dot{\psi}) \\ = 0 \quad (i = 1, 2, \dots, m) \quad (6)$$

در روابط (3) تا (6)، I_x ، I_y و I_z ممان های اینرسی ماهواره انعطاف پذیر در جهات رول¹، یاء² و پیچ، ψ ، θ و ϕ به ترتیب زوایای موقعیت پیچ، رول و یاء، T_{d_z} و T_{d_x} ، T_{d_y} گشتاورهای محیطی بر روی قسمت صلب مرکزی، u_x ، u_y و u_z گشتاورهای کنترلی در سه جهت اصلی بر روی قسمت صلب مرکزی، ξ_{pi} و ω_{pi} ضریب میرایی و فرکانس طبیعی صفحات، F_{sxi} و F_{syt} و F_{szi} ماتریس های کوپلینگ بین زوایای موقعیت و مود ارتعاشی دو صفحه خورشیدی، ω_0 سرعت زاویه ای مدار دایروی حرکت هستند.

برای استخراج ماتریس های F_{sxi} ، F_{syt} و F_{szi} چون فرض شده است که صفحات تنها دارای مود خمشی هستند، در نتیجه فقط در راستای O_{y_b} نوسان می کنند. پس ماتریس های F_{sxi} و F_{syt} برابر صفر خواهند شد و تنها باید به محاسبه ماتریس F_{szi} پرداخته شود.

جابجایی الاستیک عرضی در راستای O_{y_b} در صفحه مداری از رابطه (7) به دست می آید:

$$\delta(l, t) = \sum_{i=1}^N \Phi_i(l-a) \eta_{pi}(t) \quad (7)$$

در رابطه (7)، N یک عدد صحیح بزرگ دلخواه، $\eta_{pi}(t)$ مختصات تعمیم یافته مربوط به نوسان صفحه در جهت O_{y_b} ، a فاصله مرکز جرم قسمت صلب مرکزی تا ابتدای هر صفحه و l فاصله هر نقطه از صفحه که مختصات تعمیم یافته آن در حال محاسبه است، تا مرکز قسمت صلب ماهواره است که در اینجا این نقطه، نقطه انتهایی صفحه خورشیدی در نظر گرفته شده است.

Φ_i شکل مود³ ارتعاشی صفحات خورشیدی است. این شکل مود از انجام آنالیز ارتعاشی آزاد⁴ در نرم افزار انسیس به دست آمده است. به این صورت که پس از مدل سازی و مش بندی صفحه، تمام درجات آزادی قسمتی از صفحه خورشیدی که با قسمت صلب در تماس است را مقید کرده و پس از انجام یک آنالیز ارتعاشی آزاد، جابجایی های گره های صفحه در مود خمشی که همان شکل مودهای ارتعاشی صفحه هستند به عنوان Φ_i در معادلات قرار می گیرند.

با استفاده از رابطه لاگرانژ در مختصات تعمیم یافته روابط (8) و (9) استخراج می شوند:

$$(I_z + \eta^T M_{\eta\eta} \eta) \ddot{\psi} + M_{\psi\eta}^T \ddot{\eta} \\ + 3\omega_0^2 \sin(2\psi) \left(I_{z_p} - \frac{1}{2} \eta^T M_{\eta\eta} \eta \right) \\ + 2(\dot{\psi} + \dot{\omega}) \dot{\eta}^T M_{\eta\eta} \eta \\ + 3\dot{\omega}^2 \cos(2\psi) M_{\psi\eta}^T \eta = T_{d_z} + u_z \quad (8)$$

$$M_{\eta\eta} \ddot{\eta} + M_{\psi\eta} \ddot{\psi} + \frac{3}{2} \omega_0^2 \sin(2\psi) M_{\psi\eta} + C_{\eta\eta} \dot{\eta} \\ + [K_{\eta\eta} \\ - (\dot{\psi}^2 + 2\dot{\psi}\dot{\omega} + 3\dot{\omega}^2 \sin^2\psi) M_{\eta\eta}] \eta \\ = 0 \quad (9)$$

1- Roll

2- Yaw

3- Shape function

4- Modal

5- Modulus of Elasticity
6- Dummy Part

3- کنترل ارتعاشات

یکی از استراتژی‌های کاربردی برای کنترل اجسام چند جسمی که شامل اجزاء صلب و انعطاف‌پذیر هستند این است که با تعریف یک مدل مرجع، رفتار جسم مورد نظر را همانند مدل مرجع تعریف شده درآوریم. بهترین مدل مرجع در این موارد، اجسامی هستند که تمامی اجزاء آن شامل صلب و انعطاف‌پذیر، همگی صلب فرض شوند. به عنوان نمونه در این پژوهش مدل مرجع، یک ماهواره با صفحات صلب در نظر گرفته شده است. قدم بعدی طراحی یک کنترلر برای ردگیری ورودی مورد نظر برای مدل مرجع مذکور می‌باشد. این کنترلر باید مدل ماهواره با صفحات صلب را به خوبی کنترل کند ولی هیچ لزومی وجود ندارد که بتواند مدل ماهواره با صفحات انعطاف‌پذیر را نیز به خوبی کنترل کند. در این پژوهش برای این که نشان داده شود استراتژی کنترلی بسیار کارا است از یک کنترلر ساده پی‌دی⁴ استفاده شده است. کنترلر پی‌دی مدل مرجع مورد نظر را به خوبی می‌تواند کنترل کند ولی برای مدل ماهواره با صفحات انعطاف‌پذیر بر روی خروجی-های مورد نظر شاهد نوسان خواهیم بود. دلیل وجود این نوسان جزء انعطاف‌پذیر یعنی صفحات خورشید است پس باید نوسان‌هایی که در خروجی مشاهده می‌شوند همگی دارای فرکانس صفحات خورشیدی باشند. ضرایب پی‌دی به صورت سعی و خطا برای کنترل کانال پیچ مدل ماهواره با صفحات صلب (مدل مرجع) در یک نقطه کار طراحی شده‌اند و می‌توانند مدل مرجع مذکور را در همان نقطه کار به خوبی کنترل کنند. از همین کنترلر برای مدل ماهواره با صفحات انعطاف‌پذیر استفاده شده است. دلیل استفاده نکردن از انتگرال‌گیر در کنترلر این است که انتگرال‌گیر علاوه بر این که وظیفه از بین بردن خطای حالت ماندگار را دارد، می‌تواند اغتشاش‌های وارده را نیز حذف کند. اگر از انتگرال‌گیر در کنترلر استفاده می‌شد این شبهه به وجود می‌آمد که انتگرال‌گیر، نوساناتی که بر روی سرعت زاویه‌ای بر اثر ارتعاشات صفحات ایجاد شده است را حذف می‌کند و فیلتر نقشی در حذف نوسانات در فرآیند اندازه‌گیری ندارد و یا حداقل ممکن بود این سوال پیش آید که آیا انتگرال‌گیر کمکی به فیلتر برای حذف نوسان انجام می‌دهد یا خیر. به همین دلیل از کنترلر پی‌دی که هیچ تأثیری بر روی اغتشاشات نمی‌گذارد استفاده شد.

3-1- فیلتر باریک

فرکانس نوسان صفحات خورشیدی که بر روی سرعت زاویه‌ای بدنه صلب ماهواره تأثیر می‌گذارند را می‌توان به وسیله یک فیلتر در فیدبک حذف کرد. بهترین فیلتر موجود برای حذف یک فرکانس مشخص، فیلتر باریک⁵ است. این فیلتر قادر است که از عبور هر فرکانسی که به آن داده شود جلوگیری کند.

رابطه بین صفرها و قطب‌ها در یک فیلتر باریک به صورت رابطه (21) در نظر گرفته می‌شود:

$$P_i = \alpha Z_i = \alpha r_i e^{j\omega_i} \quad i = 1, \dots, 2p \quad (21)$$

تابع تبدیل فیلتر به صورت رابطه (22) خواهد شد:

$$H(z) = \frac{\prod(1 - Z_i Z^{-1})}{\prod(1 - \alpha Z_i Z^{-1})} \quad (22)$$

با ساده‌سازی خواهیم داشت (رابطه (23) تا (25)):

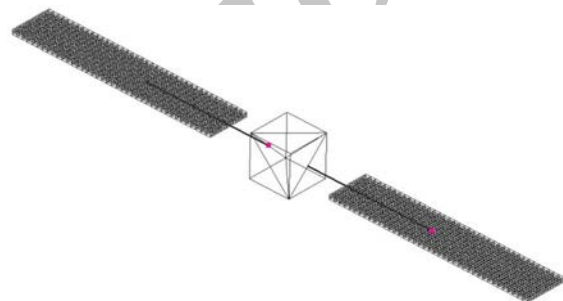
$$H(z) \cong \frac{W(z)}{W(\alpha z)} \quad (23)$$

$$W(z) = 1 - W_1 Z^{-1} - W_2 Z^{-2} - \dots - W_{2p} Z^{-2p} \quad (24)$$

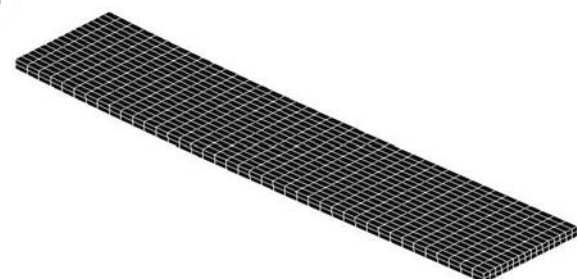
که در نرم‌افزار آدامز وجود دارند. تمام قطعه‌هایی که جرم و اینرسی آن‌ها برابر صفر (یا یک مقدار خیلی کوچک) باشند، قطعه کمکی یا زائد نامیده می‌شوند. به عنوان یک راه برای کاستن محدودیت‌ها، می‌توان مفصل را به یک قطعه کمکی که در یک گره روی جسم قابل انعطاف ثابت شده، اتصال داد. با توجه به خصوصیات قطعه کمکی یا زائد، لازم نیست این قطعات در حل مدل تحلیلی وارد شوند و استفاده از آن‌ها در نرم‌افزار آدامز هیچ تأثیری بر روی رفتار دینامیکی اجزاء سیستم نمی‌گذارد.

بر روی صفحات انعطاف‌پذیر ابتدا در نرم‌افزار انسیس یک آنالیز ارتعاش آزاد¹ انجام گرفته شده است. تصویر صفحه مورد نظر در شکل‌های 3 و 4 آمده است. صفحه انعطاف‌پذیر با استفاده از المان سالیید² 186 مش‌بندی شده و دارای 1280 المان و 7493 گره³ می‌باشد.

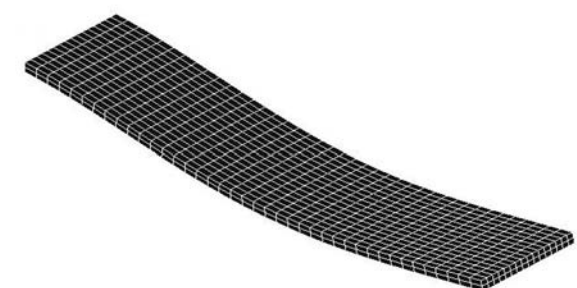
صفحات پس از تحلیل در نرم‌افزار انسیس، به نرم‌افزار آدامز منتقل و قطعه صلب مرکزی (بدنه) به همراه قطعات زائد و مفاصل ثابت به صفحات انعطاف‌پذیر متصل شده و بر روی مجموعه مورد نظر آنالیز دینامیکی انجام گرفته است.



شکل 2 مدل ماهواره در نرم‌افزار آدامز



شکل 3 صفحه مش‌بندی شده



شکل 4 تغییر شکل صفحه در مود خمشی

1- Modal
2- Solid 186
3- Node

4- PD
5- Notch Filter

2-3- شناسایی فرکانس به وسیله الگوریتم ترکیبی مدل مرجع و بازگشتی این الگوریتم به طور کامل در مراجع [17,16] مورد بررسی قرار گرفته و در اینجا تنها معادلات نهایی آورده شده است. خطای بین مدل واقعی (ماهواره با صفحات انعطاف پذیر) و مدل مرجع (ماهواره با صفحات صلب) را به صورت رابطه (28) نشان می دهیم:

$$e(n) = y(n) - y_m(n) \quad (28)$$

اگر سیگنال حاصله از فیلتر باریک عبور کند، طبق رابطه (29) خواهیم داشت:

$$e(n) = x(n) + 2k_0x(n-1) + x(n-2) - y_m \quad (29)$$

اکنون تابع هزینه ای به صورت رابطه (30) تعریف می کنیم. در صورتی که این تابع هزینه مینیمم شود، شناسایی به طور کامل انجام می شود:

$$E(n) = \sum_{k=0}^n \lambda^{n-k} e^2(k) \quad (30)$$

e خطای بین مدل واقعی (ماهواره با صفحات انعطاف پذیر) و مدل مرجع (ماهواره با صفحات صلب) و λ ضریب فراموشی می باشد. حال با جایگذاری مقادیر خروجی فیلتر در تابع هزینه فوق به معادلات (31) تا (33) حاصل می شود:

$$A(k) = 2x(k-1) \quad (31)$$

$$B(k) = x(k) + x(k-2) - y_m \quad (32)$$

$$E(n) = \sum_{k=0}^n \lambda^{n-k} [A(k)k_0 + B(k)]^2 \quad (33)$$

همانطور که پیداست، معادلات (31) تا (33)، شامل پارامتر قابل تنظیم k_0 می باشند و همان گونه که توضیح داده شد، پارامتر k_0 در واقع تابعی از فرکانس خمشی صفحات خورشیدی ماهواره می باشد. با مشتق گیری از تابع هزینه نسبت به پارامتر قابل تنظیم k_0 ، این پارامتر به صورت رابطه (34) در خواهد آمد:

$$k_0(n) = -\frac{\sum_{k=0}^n \lambda^{n-k} A(k)B(k)}{\sum_{k=0}^n \lambda^{n-k} A^2(k)} \quad (34)$$

حال رابطه (34) به دلایلی که پیشتر ذکر شد به فرم بازگشتی نوشته می شود. در نتیجه معادلات حاصله به صورت روابط (35) تا (37) در خواهند آمد:

$$k_0(n) = -\frac{C(n)}{D(n)} \quad (35)$$

$$C(n) = \lambda_1 C(n-1) + A(n)B(n) \quad (36)$$

$$D(n) = \lambda_2 D(n-1) + A^2(n) \quad (37)$$

3-3- کنترل ارتعاشات به وسیله کنترل تطبیقی

تنها فرق این روش با روش کنترلی قبل، اضافه شدن یک الگوریتم شناسایی برای تخمین فرکانس ارتعاشات خمشی صفحات خورشیدی انعطاف پذیر ماهواره می باشد. به دلیل این که در این پژوهش از روش ترکیبی مدل مرجع و بازگشتی برای تخمین فرکانس خمشی استفاده شده است، در نتیجه به یک مدل مرجع که همان مدل دینامیکی ماهواره با صفحات خورشیدی صلب است، نیز نیاز داریم. شکل 7 شمای کلی از سیستم کنترلی را نشان می دهد. همان گونه که از شکل 7 پیداست الگوریتم شناسایی پارامتر مجهول k_0 را در هر لحظه نمونه برداری تخمین می زند. این پارامتر شامل فرکانس خمشی صفحه انعطاف پذیر می باشد که در هر لحظه به فیلتر باریک به عنوان ورودی ارائه می شود. فیلتر باریک نیز همانند سیستم کنترلی قبل این

$$W(\alpha z) = 1 - \alpha W_1 Z^{-1} - \alpha^2 W_2 Z^{-2} - \dots - \alpha^{2p} W_{2p} Z^{-2p} \quad (25)$$

در نهایت می توانیم فرم ساده فیلتر را به صورت رابطه (26) به دست آوریم:

$$H(z) = \frac{N(z)}{D(z)} = \frac{1}{2}(1 + \beta) \frac{1 + 2k_0 z^{-1} + z^{-2}}{1 + k_0(1 + \beta)z^{-1} + \beta z^{-2}} \quad (26)$$

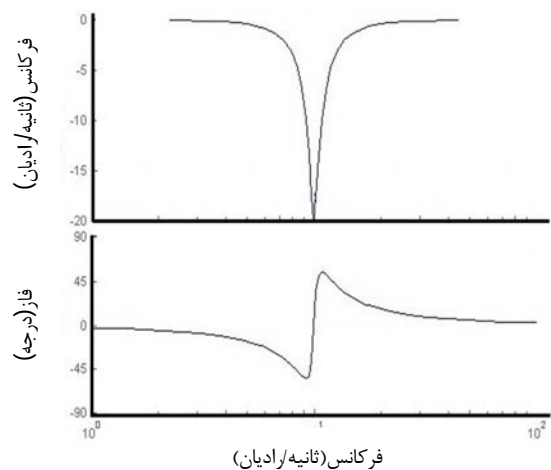
در رابطه (26)، β پارامتر مربوط به کنترل پهنای باند فیلتر است که برای حفظ پایداری الگوریتم باید کوچکتر از واحد انتخاب شود و k_0 نیز به صورت رابطه (27) تعریف می شود:

$$k_0 = -\cos(\Delta T \omega_0) \quad (27)$$

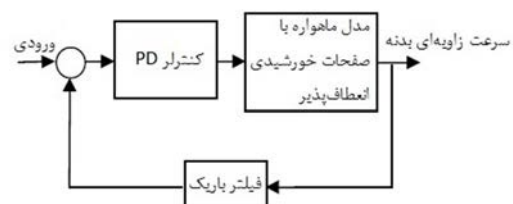
که رابطه (27) آن ΔT زمان نمونه برداری و ω_0 فرکانس طبیعی صفحات انعطاف پذیر ماهواره است.

در شکل 5 نمودار بود یک فیلتر باریک نشان داده شده است. همان طور که در شکل پیداست فیلتر باریک تنها فرکانس مورد نظر را حذف می کند و تأثیر دیگری بر سیستم کنترلی نمی گذارد.

نمایی از سیستم کنترلی در شکل 6 آمده است. فیلتر باریک فرکانس ارتعاشی صفحات انعطاف پذیر را از روی ژيروسکوپ هایی که وظیفه اندازه گیری سرعت زاویه ای بدنه ماهواره دارند، حذف می کند. به این صورت ارتعاشاتی که بر روی سرعت زاویه ای بدنه ماهواره به دلیل انعطاف پذیر بودن صفحات خورشیدی ایجاد شده اند، بعد از عبور از فیلتر حذف می شوند و سیگنالی که در نهایت وارد کنترلر می شود بدون نویسان خواهد بود. در نتیجه کنترلر اثر ارتعاشاتی که بر روی بدنه منتقل می شود را درک نخواهد کرد و قادر خواهد بود همان گونه که مدل مرجع را کنترل می کند، مدل واقعی را نیز کنترل کند. با استفاده از این استراتژی به راحتی قادر خواهیم بود رفتار مدل ماهواره با صفحات انعطاف پذیر را به مدل ماهواره با صفحات صلب معطوف کنیم. این امر باعث می شود که ارتعاشات بر روی صفحات انعطاف پذیر نیز کاهش یابد. به این صورت بدون داشتن سنسور و یا عملگرهایی بر روی جزء انعطاف پذیر، دامنه ارتعاشات بر روی آن ها به مقدار قابل توجهی کاهش می یابد.

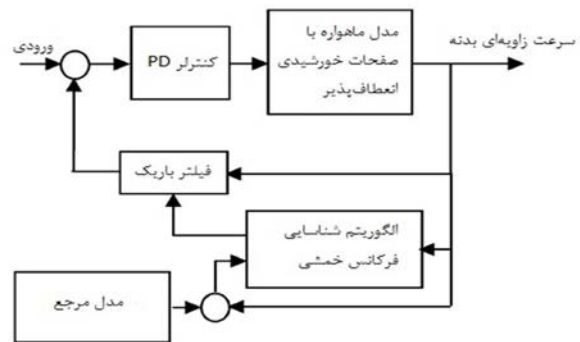


شکل 5 نمودار بود یک فیلتر باریک



شکل 6 نمایی از سیستم کنترلی

همانطور که از منحنی‌های 8 و 9 پیداست، دو مدل تحلیلی و آدامز با دقت بالایی با هم یکسان هستند. به عبارت دیگر با این کار مدل آدامز توسط مدل تحلیلی صحت‌سنجی می‌شود. دلیل اختلاف اندک جابجایی نوک صفحه خورشیدی در دو مدل تحلیلی و آدامز این است که نرم‌افزار آدامز برای این که قادر به حل مسئله باشد به ناچار مجبور به استفاده از ضریب دمپینگ به صورت پیش‌فرض¹ برای صفحات می‌باشد. اگرچه این ضریب مقدار کوچکی است اما همان‌گونه که در شکل 8 برای مدل آدامز مشاهده می‌شود، به مرور زمان بر اثر این ضریب، دامنه نوسانات صفحه خورشیدی کاهش می‌یابد در حالی که ضریب دمپینگ در مدل تحلیلی لحاظ نشده است در نتیجه هیچ‌گونه کاهش در دامنه نوسانات در شکل 8 مربوط به مدل تحلیلی مشاهده نمی‌شود.



شکل 7 نمایی از سیستم کنترلی تطبیقی مدل مرجع

فرکانس را از روی سنسورهایی که وظیفه اندازه‌گیری سرعت زاویه‌ای بدنه ماهواره دارند، حذف می‌کند. به این صورت ارتعاشاتی که بر روی سرعت زاویه‌ای بدنه ماهواره به دلیل انعطاف‌پذیر بودن صفحات خورشیدی ایجاد شده‌اند، بعد از عبور از فیلتر حذف می‌شوند و سیگنالی که در نهایت وارد کنترلر می‌شود بدون نوسان خواهد بود. در نتیجه کنترلر اثر ارتعاشاتی که بر روی بدنه منتقل می‌شود را درک نخواهد کرد و قادر خواهد بود همان‌گونه که مدل مرجع را کنترل می‌کند، مدل واقعی را نیز کنترل کند. با استفاده از این استراتژی به راحتی قادر خواهیم بود رفتار مدل ماهواره با صفحات انعطاف‌پذیر را به مدل ماهواره با صفحات صلب معطوف کنیم. بدیهی است که تمامی سیستم کنترلی باید از حالت پیوسته به صورت گسسته درآیند تا در هر زمان نمونه‌برداری فرکانس خمشی صفحات به وسیله الگوریتم شناسایی تخمین زده شود و به وسیله فیلتر باریک از روی سیگنال عبوری از آن حذف شود.

4- نتایج شبیه‌سازی

با در نظر گرفتن خصوصیات ذکر شده در جدول 1 و جدول 2 که به ترتیب مربوط به مشخصات بدنه صلب ماهواره و صفحات خورشیدی انعطاف‌پذیر هستند، به بررسی نتایج حاصل از شبیه‌سازی‌های دینامیکی و کنترلی پرداخته می‌شود.

4-1- نتایج مدل‌سازی دینامیکی

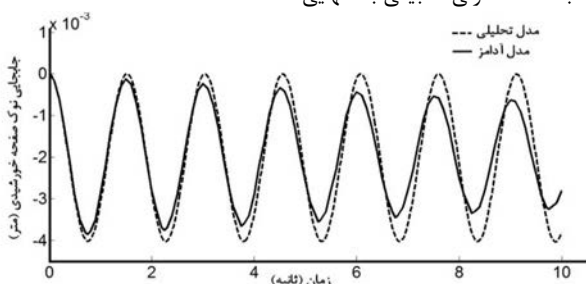
در شکل 8، جابجایی نوک صفحه خورشیدی انعطاف‌پذیر در دو مدل تحلیلی و مدل نرم‌افزار آدامز به ازای ورودی یکسان با یکدیگر مقایسه شده‌اند. در شکل 9 نیز سرعت زاویه‌ای بدنه صلب ماهواره بین دو مدل مقایسه شده است.

جدول 1 مشخصات پارامترهای بدنه صلب ماهواره

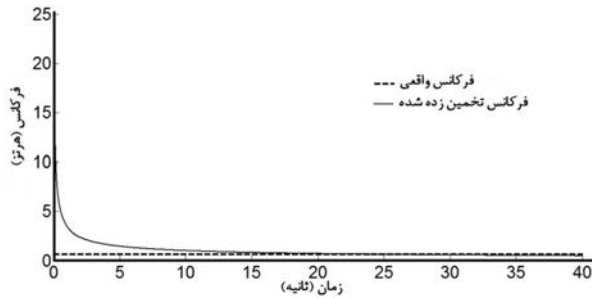
پارامتر	مقادیر	پارامتر	مقادیر
ρ (kg/mm ²)	0/000751705	m (kg)	135
a-b-c (m ³)	1	$I_{xx}=I_{yy}=I_{zz}$ (m ⁴)	22/5

جدول 2 مشخصات پارامترهای صفحات خورشیدی

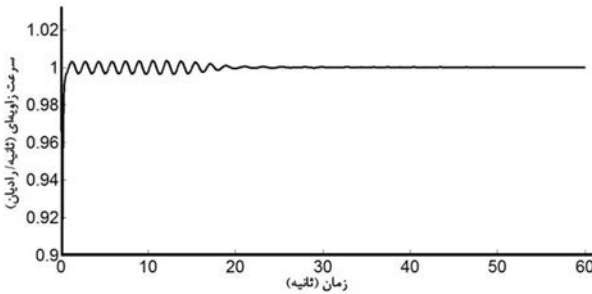
پارامتر	مقادیر	پارامتر	مقادیر
ρ (kg/mm ²)	27	A (m)	0/01
L (m)	5	I_{xx} (m ⁴)	1/3625
ν	/3	I_{yy} (m ⁴)	29/25
E (N/m ²)	0/000078016	I_{zz} (m ⁴)	28/13625
m (kg)	13/5	-	-



شکل 8 مقایسه جابجایی نوک صفحه خورشیدی انعطاف‌پذیر بین مدل تحلیلی و نرم‌افزار آدامز



شکل 14 روند همگرایی الگوریتم شناسایی فرکانس صفحه انعطاف‌پذیر



شکل 15 سرعت زاویه‌ای کانال پیچ بدنه ماهواره با استفاده از کنترل تطبیقی شامل الگوریتم شناسایی و فیلتر باریک

از شکل‌های 14 و 15 پیداست که زمانی که الگوریتم شناسایی به مقدار واقعی خود همگرا می‌شود (ثانیه 13 به بعد)، نوساناتی که بر روی سرعت زاویه‌ای بدنه ماهواره موجود است، کاهش خود را شروع می‌کنند. در نتیجه عملکرد حلقه کنترلی به میزان بسیار زیادی به سرعت همگرایی الگوریتم شناسایی بستگی پیدا می‌کند. سرعت شناسایی به ضریب λ وابسته است. هر چه مقدار این ضریب بیشتر باشد، سرعت همگرایی بیشتر است ولی تخمین‌ها در نزدیکی مقدار واقعی نوسانی خواهند شد. این امر باعث ناپایداری در حلقه کنترلی می‌شود. از طرف دیگر هر چه مقدار ضریب λ کمتر باشد، سرعت همگرایی کاهش می‌یابد اما تخمین‌ها در نزدیکی مدار واقعی هموار¹ خواهند بود.

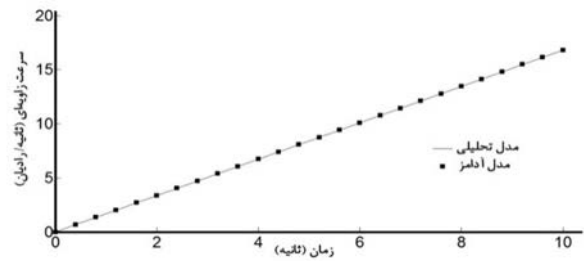
شکل‌های 16 و 17 به مقایسه پاسخ‌های سیستم با کنترل تطبیقی شامل شناسایی و فیلتر و بدون آن پرداخته‌اند. شکل 16 سرعت زاویه‌ای کانال پیچ بدنه ماهواره و شکل 17 جابجایی نوک صفحه خورشیدی را با استفاده از کنترل تطبیقی ذکر شده و بدون استفاده از آن نشان می‌دهند.

همانند قبل مشاهده می‌شود که کاهش ارتعاشات بر روی سرعت زاویه‌ای بدنه صلب ماهواره باعث کاهش دامنه ارتعاشات بر روی صفحات خورشیدی شده‌اند.

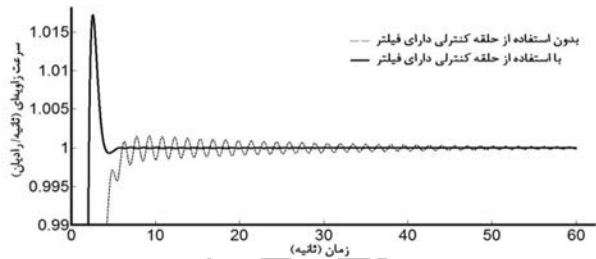
در این قسمت نیز همانند حالت قبل از یک عملگر در حلقه کنترلی با فرکانسی نزدیک به فرکانس نوسان صفحات خورشیدی برای به وجود آمدن تشدید در دینامیک سیستم استفاده شده است.

روند همگرایی الگوریتم شناسایی فرکانس در شکل 18 و مقایسه سرعت زاویه‌ای کانال پیچ بدنه ماهواره با استفاده از کنترل تطبیقی و بدون استفاده از آن در شکل 19 و مقایسه جابجایی نوک صفحه خورشیدی با کنترل مذکور و بدون استفاده از آن در شکل 20 آمده‌اند.

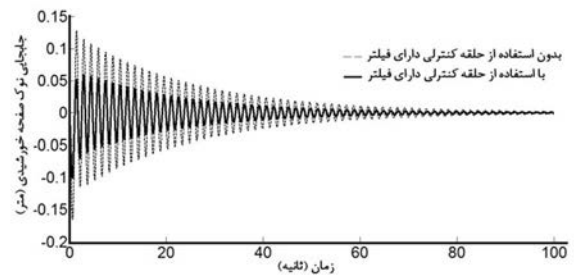
در شکل 18 مشاهده می‌شود که به دلیل وجود دو فرکانس فعال نزدیک به هم، شناسایی در نزدیکی مقدار واقعی نوساناتی شده است ولی به دلیل کوچک انتخاب کردن ضریب λ ، الگوریتم شناسایی توانسته به خوبی به



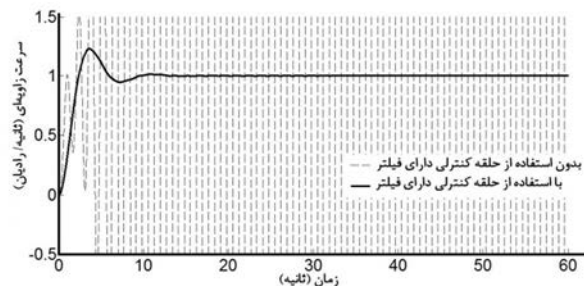
شکل 9 مقایسه سرعت زاویه‌ای کانال پیچ بدنه صلب ماهواره بین مدل تحلیلی و نرم-افزار آدامز



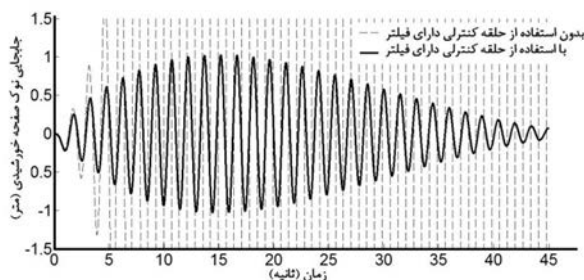
شکل 10 مقایسه سرعت زاویه‌ای کانال پیچ بدنه صلب ماهواره با استفاده از حلقه کنترلی شامل فیلتر باریک و بدون استفاده از آن



شکل 11 مقایسه جابجایی نوک صفحه خورشیدی انعطاف‌پذیر با استفاده از حلقه کنترلی شامل فیلتر باریک و بدون استفاده از آن

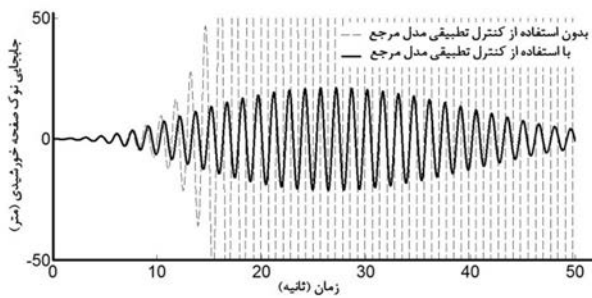


شکل 12 مقایسه سرعت زاویه‌ای کانال پیچ بدنه صلب ماهواره با استفاده از حلقه کنترلی شامل فیلتر باریک و بدون استفاده از آن در حالت تشدید



شکل 13 مقایسه جابجایی نوک صفحه خورشیدی انعطاف‌پذیر با استفاده از حلقه کنترلی شامل فیلتر باریک و بدون استفاده از آن در حالت تشدید

1- smooth

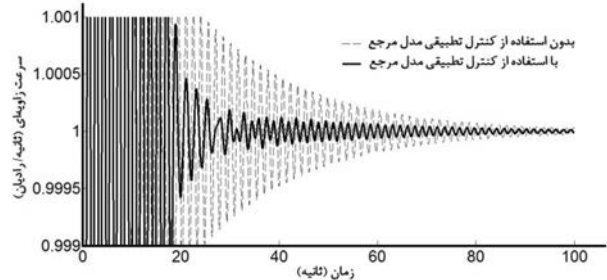


شکل 20 مقایسه جابجایی نوک صفحه خورشیدی انعطاف‌پذیر با استفاده از کنترل تطبیقی شامل الگوریتم شناسایی و فیلتر باریک و بدون استفاده از آن در حالت تشدید

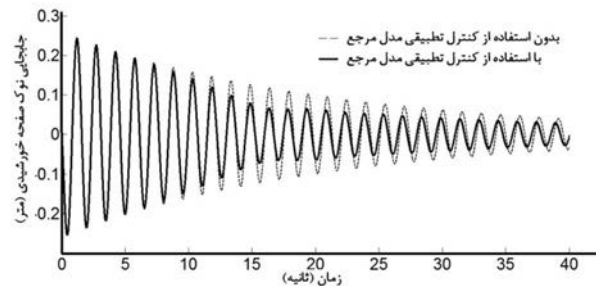
اجزاء صلب و انعطاف‌پذیر یک بار به صورت تحلیلی و بار دیگر با استفاده از ترکیب دو نرم‌افزار انسیس و آدامز انجام گرفت. در بخش روابط تحلیلی، معادلات کوپل شده بین اجزاء انعطاف‌پذیر و جزء صلب استخراج شد تا پاسخ این معادلات با نتایج شبیه‌سازی در نرم‌افزار آدامز و انسیس مقایسه شوند. در بخش شبیه‌سازی دینامیکی، ابتدا بر روی صفحات خورشیدی در نرم‌افزار انسیس یک آنالیز ارتعاش آزاد انجام گرفت و فرکانس‌ها و توابع شکل صفحه یک سر درگیر به نرم‌افزار آدامز منتقل شدند. پس از انجام یک آنالیز دینامیکی در نرم‌افزار آدامز و تایید مختصات تعمیم‌یافته حاصله به وسیله معادلات تحلیلی، دینامیک ماهواره با صفحات انعطاف‌پذیر به صورت یک بلوک به نرم‌افزار متلب برای شبیه‌سازی سیستم کنترلی منتقل شد. در بخش کنترل ارتعاشات، استراتژی کنترلی اتخاذ شده برای کنترل سیستم چند جسمی که دارای اجزاء صلب و انعطاف‌پذیر می‌باشد، استراتژی حذف تحریک ارتعاشی است. به عبارت دیگر می‌خواهیم سیستم به گونه‌ای عمل کند که اندازه‌گیرها، ارتعاش خمشی صفحات را مشاهده نکنند و به این ترتیب از تحریک سیستم جلوگیری شود. بر روی جزء انعطاف‌پذیر از هیچ سنسور و عملگری استفاده نشد و از سنسورها و عملگرهای موجود در قسمت صلب ماهواره برای اندازه‌گیری و کنترل استفاده شد. لازم به ذکر است که سنسورها و عملگرهایی که برای کنترل ارتعاشات در بدنه صلب ماهواره استفاده می‌شوند، برای کنترل موقعیت ماهواره در آن قرار گرفته‌اند. در نتیجه از هیچ سنسور و عملگر اضافی برای کنترل ارتعاشات صفحات خورشیدی استفاده نشد. در ابتدا با فرض دانستن فرکانس صفحه خورشیدی، به وسیله تنها یک فیلتر باریک در فیدبک، نوساناتی که از صفحه خورشیدی بر روی سرعت زاویه‌ای بدنه ماهواره افتاده بودند، حذف شدند. در نتیجه حذف این نوسانات از روی سرعت زاویه‌ای بدنه، ارتعاشات صفحات خورشیدی نیز کاهش یافتند. در حالت تشدید نیز مشاهده شد که حلقه کنترلی، عملکرد خوبی نشان می‌دهد به نحوی که بدون این سیستم کنترل ارتعاشی، سیستم به شدت ناپایدار شد. در حالت دوم سیستم کنترلی به صورت تطبیقی درآمد به این صورت که فرکانس صفحات خورشیدی در هر لحظه به وسیله الگوریتم شناسایی فرکانس، تخمین زده شد و به فیلتر باریک برای حذف آن داده شد. تأثیر ضریب فراموشی λ نیز در بررسی الگوریتم شناسایی بررسی شد. در نهایت حالت تشدید برای سیستم تطبیقی همانند حالت قبل بررسی شد. همان‌طور که پیشتر توضیح داده شد، زمانی که الگوریتم شناسایی به مقدار واقعی خود نزدیک شد، کاهش نوسانات بر روی سرعت زاویه‌ای شروع شد و زمانی که نوسانات بر روی سرعت زاویه‌ای به طور کلی حذف شد، کاهش دامنه ارتعاشات بر روی صفحات خورشیدی آغاز شدند.

5- نتیجه‌گیری

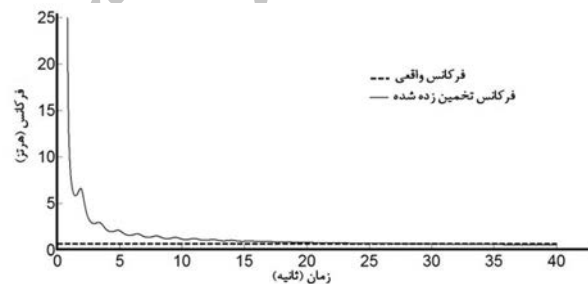
در این مقاله، ابتدا روش مدل‌سازی دینامیکی سیستم‌های چندجسمی شامل



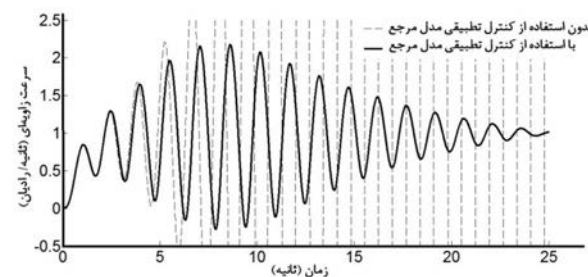
شکل 16 مقایسه سرعت زاویه‌ای کانال پیچ با استفاده از کنترل تطبیقی شامل الگوریتم شناسایی و فیلتر باریک و بدون استفاده از آن



شکل 17 مقایسه جابجایی نوک صفحه خورشیدی انعطاف‌پذیر با استفاده از کنترل تطبیقی شامل الگوریتم شناسایی و فیلتر باریک و بدون استفاده از آن



شکل 18 روند همگرایی الگوریتم شناسایی فرکانس صفحه انعطاف‌پذیر در حالت تشدید



شکل 19 مقایسه سرعت زاویه‌ای کانال پیچ با استفاده از کنترل تطبیقی شامل الگوریتم شناسایی و فیلتر باریک و بدون استفاده از آن در حالت تشدید

مقدار واقعی به صورت هموار همگرا شود. از ثانیه 8 به بعد الگوریتم شناسایی تقریباً به مقدار واقعی نزدیک شده است که از این ثانیه به بعد همان‌طور در شکل 19 پیداست، سرعت زاویه‌ای بدنه صلب شروع به کاهش نوسانات بر روی خود کرده است. از ثانیه 25 ارتعاشات بر روی بدنه صلب ماهواره به کلی از بین رفته است که با توجه به شکل 20 مشخص است که از این ثانیه به بعد دامنه ارتعاشات بر روی صفحه خورشیدی انعطاف‌پذیر کاهش خود را آغاز کرده است.

- [2] E. Garcia, J. Inman, Modeling of the slewing control of a flexible structure, *Journal of Guidance and Control*, Vol. 14, No. 4, 1991.
- [3] A. Lywe, N. Sigh, Sliding mode control of flexible spacecraft under disturbance torque, *Processing of the 27th Conference on Decision and Control*, Astin, Texas, December 1998.
- [4] B. Boulet, A. Francis, C. Hughes and T. hong, Uncertainty modeling and experiments in hinfinity control of large flexible space structure, *IEEE Transactions on Control System Technology*, Vol. 5, No. 5, September 1997.
- [5] P. Guan, X.J. Liu, Adaptive fuzzy sliding mode control for flexible satellite, *Elsevier Engineering Applications of Artificial Intelligence*, No 18, pp 451-459, 2005.
- [6] P. Guan, X.J. Liu, Fuzzy sliding mode control for flexible satellite, *44th IEEE Conference on Decision and Control, and the European Control Conference 2005 seville*, Spain, pp. 1970-1975, December 2005.
- [7] P. Zarafshan, S. Ali A. Moosavian, Dynamic modeling and hybrid suppression control of space robots performing cooperative object manipulator, *commun nonlinear sci number simulation*, No. 18, pp 2807-2824, 2013.
- [8] K.w. Lee, S.N. Singh, L1 adaptive control of flexible spacecraft despite disturbance, *Acts Astronautica*, No. 80, pp 24-35, 2012.
- [9] M.J. Englehart, J.M. Krause, An adaptive control concept for flexible launch vehicle, *AIAA-1992-4622*.
- [10] R. Gaylor, R. Schaeperkoetter, An adaptive tracking filter for the stabilization of bending modes in flexible vehicles, *AIAA/JACC Guidance and Control Conference*, SEATTLE, WASH: United States: 15-17, August 1966.
- [11] H.D. Choi, H. Bang, An adaptive control approach to the attitude control of a flexible rocket, *Control Engineering Practice*, No. 8, pp 1003-1010, 2000.
- [12] N.L. Cho, S.U. Lee, On the adaptive lattice notch filter for the detection of sinusoids. *IEEE*, pp 405-414, 1993.
- [13] A.M. Khoshnood, J. Roshanian, Model reference adaptive control for a flexible launch vehicle, *Proc. ImechE System and Control Engineering*, Vol. 222, Part I: J., 2008.
- [14] A.M. Khoshnood, J. Roshanian, Simultaneous estimation of two bending vibration frequency for attitude control of a flexible launch vehicle, *Proc. ImechE System and Control Engineering*, Vol. 223, Part I: J., 2009.
- [15] J. Zheng, S.P. Banks, H. Alleyne, Optimal attitude control for three-axis stabilized flexible spacecraft, *Acta astronautica*, No. 56, pp 519-528, 2005.
- [16] A.M. Khoshnood, J. Roshanian, A Khaki-Sedigh and A Jafari, Comparison of two bending frequency identification method for a flexible launch vehicle and designn a new combinational method, *ISME*, No. 16, 2008. (In Persian)
- [17] A.M. Khoshnood, Vibration control of a flexible structure by reconstruction of control input based on estimation of undesired frequencies, *Modares Mechanical Engineering*, Vol. 13, No. 5, pp. 130-143, 2013. (In Persian)

6- فهرست علائم

D	انرژی میرایی صفحات (J)
E	مدول الاستیسیته (N/m^2)
I	ممان اینرسی (m^4)
t	ضخامت صفحات (m)
T	انرژی جنبشی ماهواره (J)
T_e	گشتاور وارده از محیط (N.m)
U	گشتاور کنترلی (N.m)
U	انرژی پتانسیل ناشی از خاصیت ارتجایی صفحات (J)
علائم یونانی	
δ	جابجایی الاستیک صفحات (m)
η	مختصات تعمیم یافته مربوط به نوسان صفحات (m)
θ	زاویه یاو (rad)
λ	ضریب فراموشی الگوریتم شناسایی فرکانس
ν	ضریب پواسون
ξ_{pi}	ضریب دمپینگ صفحه
ρ	چگالی صفحه (kg/m^3)
ϕ	زاویه رول (rad)
Φ	شکل مود ارتعاشی صفحات
ψ	زاویه پیچ (rad)
ω	سرعت زاویه‌ای بدنه (rad/s)
$\tilde{\omega}$	ماتریس پادمتقارن سرعت زاویه‌ای
ω_{pi}	فرکانس طبیعی صفحات (1/s)

7- مراجع

- [1] H. Qinglei, M. Guangfu, Variable structure control and active vibration suppression of flexible spacecraft during attitude maneuver, *Aerospace Science and Technology*, Vol. 9, pp 307-317, 2005.