

طراحی و شبیه سازی مجموعه پنج درجه آزادی

شامل میز شبیه ساز و جستجوگر گیمبال

در آزمون سامانه های اجسام پرنده، از سخت افزار در حلقه و فعال سازی سنسورهای زاویه ای به کمک میز شبیه ساز سه درجه آزادی با مکانیزم گیمبالی استفاده می شود. با توسعه استفاده از سنسورهای سبک و ارزان قیمت، نیاز به طراحی میز شبیه ساز سه درجه آزادی ارزان قیمت و با وزن کم مشهود است. در این پژوهش به طراحی و بهینه سازی یک میز شبیه ساز ارزان قیمت، در عین حال دقیق و کاربردی با قابلیت آزمون جستجوگر گیمبال پرداخته می شود. پس از استخراج معادلات میز و جستجوگر، با توجه به ایجاد نامعینی بالا در اثر تغییرات بارگذاری، به طراحی و شبیه سازی میز و همچنین بهینه سازی طراحی آن با حذف و بهبود عناصر تشکیل دهنده پرداخته شده است، به گونه ای این ابزار در بهینه ترین و ارزان ترین حالت قابلیت کارایی مناسب را دارا باشد. در طرح حاضر، میزان حداکثر بارگذاری شبیه ساز کاهش پیدا کرده و به جای استفاده از اسلیپ رینگ از یاتاقان غلتشی معمولی استفاده گردید تا علاوه بر قیمت پایین تر نویز ناشی از اسلیپ رینگ حذف شود. موتورها از نوع AC به DC تغییر کرده و فضای کاری و دید جستجوگر نیز در حین طراحی لحاظ شد. علاوه بر این نوع ارتباطات به بیسیم و روش تامین انرژی به استفاده از باتری تغییر یافت. برای تحلیل تنش، انحراف و همچنین تعیین گشتاور موتورها، مدل سازی شبیه ساز در نرم افزار آدامز صورت گرفته و نقشه نهایی توسط نرم افزار کتیا طراحی و مونتاژ شد. حاصل کار طراحی یک شبیه ساز سه درجه آزادی ارزان قیمت، دقیق و چند منظوره و با ابعاد کوچک است.

نوید بیژه^۱

کارشناسی ارشد

حامد شهبازی^۲

استادیار

مهدی مرتضوی بک^۳

دانشیار

واژه های راهنما: میز شبیه ساز سه درجه آزادی، جستجوگر گیمبال، کنترل، هوافضا

۱- مقدمه

یکی از ابزارهای پرهزینه اما ضروری برای آزمایشگاه های هوافضا، میز شبیه ساز سه درجه آزادی است. به دلیل حساسیت بالای صنایع هوافضایی، آزمون های سخت افزار در حلقه^۴ در این صنعت بسیار مورد توجه قرار گرفته

^۱ کارشناسی ارشد، گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه اصفهان، اصفهان، ایران navidbizhe@gmail.com

^۲ نویسنده مسئول، استادیار، گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه اصفهان، اصفهان، ایران shahbazi@eng.ui.ac.ir

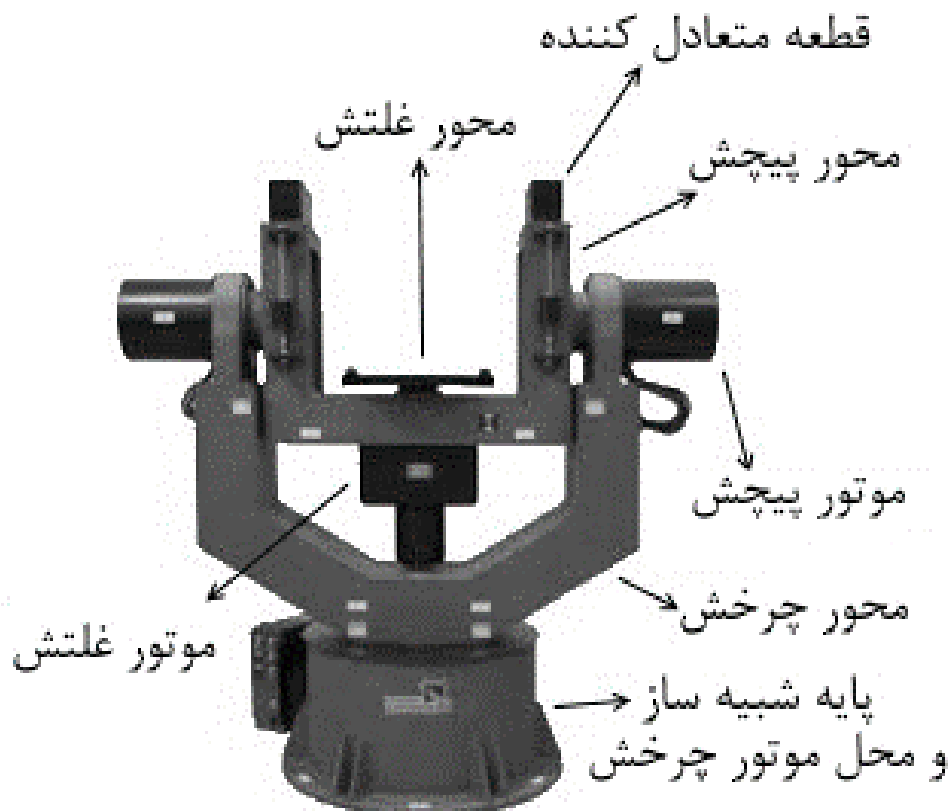
^۳ دانشیار، گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه اصفهان، اصفهان، ایران m.mortazavi@eng.ui.ac.ir

تاریخ دریافت: ۱۴۰۱/۰۹/۲۶، تاریخ بازنگری: ۱۴۰۲/۰۳/۱۶، تاریخ پذیرش: ۱۴۰۲/۰۷/۱۲

^۴ Hardware in the loop

است که یکی از مهم‌ترین و کاربردی‌ترین اجزا این آزمون میز شبیه‌ساز سه درجه آزادی است. شرکت‌های معتبر خارجی اقدام به تولید این میز کرده‌اند و در سال‌های اخیر اقداماتی نیز در راستای بومی‌سازی صورت گرفته‌اند و شرکت‌های داخلی دست به تولید آن زده‌اند. با این وجود، هنوز هزینه‌های سرسام آور این ابزار، بسیاری از آزمایشگاه‌ها را از تجهیز شدن به آن باز داشته است. در این پژوهش تلاش بر این است تا میز شبیه‌سازی و طراحی شود که با وجود هزینه پایین، حداکثر کارایی ممکن از جمله امکان آزمون جستجوگر گیمبال^۱ در آن ایجاد شود و استفاد از آن کاربرپسند و ساده باشد.

یکی از اجزای اصلی سیستم سخت‌افزار در حلقه برای تست سیستم خلبان خودکار یک هواپیما و سنسورهای زاویه‌ای آن، شبیه‌ساز حرکت زاویه‌ای می‌باشد. از این شبیه‌ساز با عنوان میز شبیه‌ساز سه درجه آزادی نام برده می‌شود. میز شبیه‌ساز سه درجه آزادی یک سیستم مکاترونیکی، شامل یک پایه^۲ و سه محور غلتش^۳، پیچش^۴ و چرخش^۵ می‌باشد که به صورت یک گیمبال سه درجه آزادی و به شکل سه عدد قاب تو در تو حرکت زاویه‌ای کامل در فضا پیدا می‌کنند. حسگرها و تجهیزات در داخلی ترین قاب بسته شده و مورد تست و کالیبراسیون قرار می‌گیرند [۱]. اجزا میز شبیه‌ساز سه درجه آزادی در شکل (۱) آمده است.



شکل ۱- اجزا میز شبیه‌ساز سه درجه آزادی

¹ Gimbaled seeker

² Base

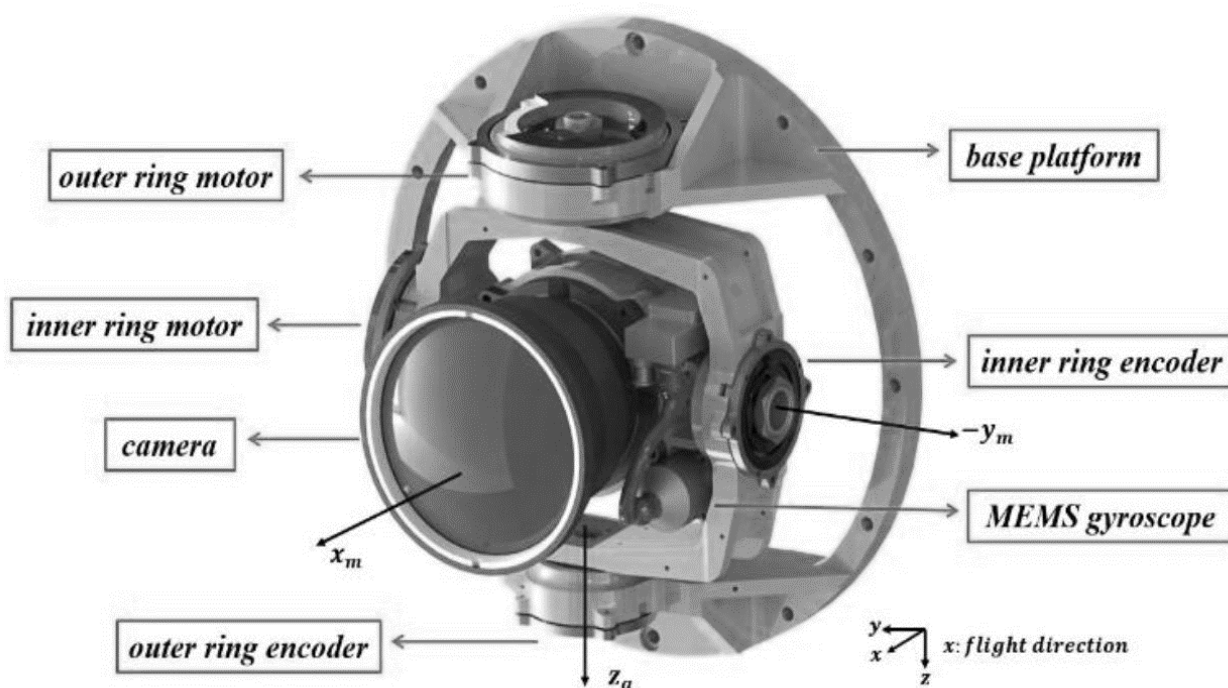
³ Roll

⁴ Pitch

⁵ Yaw

یکی از کاربردهای میز شبیه‌ساز سه درجه آزادی آزمون جستجوگر گیمبال است. گیمبال در لغت به معنی وسیله‌ای است که برای تراز نگه داشتن قطب نما و سایر ابزار در دریا به کار می‌رود. آنچه امروزه از آن به عنوان گیمبال یاد می‌شود، پایه‌ای است که برای پایدار نگه داشتن تراز یک ابزار به کار می‌رود. گیمبال‌ها انواع یک درجه آزادی، دو درجه آزادی و سه درجه آزادی دارند؛ اما متداول ترین نوع آن، گیمبال دو درجه آزادی است که برای پایدارسازی خط دید^۱ (LOS) و وسایل مختلف اعم از دوربین یا سلاح و ... به کار می‌رود. اگر خط دید یک بردار در نظر گرفته شود، پایدارسازی آن به این معناست که جهت بردار دید نسبت به چارچوب لخت، ثابت بماند. با این فرض چرخش حول محور دید یا همان محور غلتش آزاد خواهد بود و می‌توان این عملیات را با پایدارسازی دو درجه آزادی پیچش و چرخش، پوشش داد. به طور کلی ابزارهایی که چرخش حول محور دید در آنها اهمیت نداشته و فقط راستای دید مهم است را می‌توان با گیمبال دو درجه آزادی و تکنیک پایدارسازی خط دید پوشش داد. جستجوگر گیمبال معمولاً شامل دوربین، پلتفرم اتصال گیمبال به دوربین، موتورها، کنترلر و قطعات مربوط به اتصال به وسیله پرنده و گاهی اوقات دمپر است. اجزا جستجوگر گیمبال نیز در شکل (۲) آمده است [۲].

تحقیق آزمایشگاهی پولیت^۲ و همکارانش [۳] نشان داد که میز شبیه‌ساز سه درجه آزادی، در شبیه‌سازی‌های هوافضایی می‌تواند نتایجی به کیفیت پلتفرم استوارت^۳ که یک پلتفرم شش درجه آزادی است، ارائه کند. علاوه بر این، مزیت پوشش دوران‌های نامتناهی را نیز دارد. به همین دلیل این نوع شبیه‌ساز بسیار مورد توجه قرار گرفته و شرکت‌های مختلف داخلی و خارجی به تولید آن پرداخته‌اند.



شکل ۲- اجزا جستجوگر گیمبال دو درجه آزادی [۲]

¹ Line of sight stabilization

² Pouliot

³ Stewart Platform

از جمله تحقیقات منتشر شده در رابطه با ساخت و بومی سازی میز شبیه ساز می توان به پژوهش های پوررضایی خلیق [۱] و آزاد نجف آباد [۴] اشاره داشت که البته در هیچ کدام تاثیرات وجود جستجوگر گیمبال لحاظ نشده است. با وجود جستجوگر نیاز به حذف وزنه های تعادل به عنوان موانع دید و کنترل نابالانسی به شیوه ای دیگر ایجاد می شود. این دو پژوهش نشان داد که کنترل های ساده خطی از قبیل PID و LQR توانسته اند در شرایط بالانس و بدون نویز، اغتشاش و نامعینی و در نرخ معمول عملکرد مناسبی ارائه کنند [۱، ۴]. اما حائری و همکارانش [۵] عملکرد دینامیکی را در نرخ های بالای میز مورد بررسی قرار دادند و دریافتند که در این نرخ ها کنترل خطی پاسخگویی مناسبی نداشته و کنترل فازی طراحی شده، می تواند جایگزین مناسبی برای آن باشد. همچنین، گائو^۱ و همکارانش [۶، ۷] کنترل خطی سازی پسخوراند را با در نظر گرفتن تقابل گشتاور محورها، به صورت عملی روی میز سه درجه آزادی پیاده سازی کردند که کارایی این روش را اثبات کرد. کرباسی و کاشانی نیا [۸] نشان دادند که در صورت وجود اغتشاش و نویز به کنترل های مقاوم مثل مود لغزشی و مود لغزشی ترمینال نیاز است. یو^۲ و همکارانش [۹، ۱۰] نیز به منظور بهبود عملکرد میز، یک کنترل مود لغزشی تطبیقی را روی مدل الکترومکانیکی توسعه دادند. میرزاجانی دارستانی و همکاران [۱۱] شکل ترکیبی میز جستجوگر را مورد توجه قرار دادند و به ابداع روشی برای آزمون کیفیت و کارایی جستجوگر به کمک میز شبیه ساز سه درجه آزادی پرداخته اند.

اخیرا، محمدیان و ربیعی [۱۲] به منظور تثبیت حرکت گیمبال سه محوره از کنترل کننده های فازی PID استفاده نمودند. آن ها با استفاده از این کنترل کننده تاثیر اغتشاشات ناشی از بارهای محیطی را کاهش دادند که در نتیجه دقت عملکرد نهایی مجموعه افزایش یافت. آن ها در این تحقیق از سه کنترل کننده مستقل بهره گرفتند. از سویی به منظور یافتن مقادیر بهینه عوامل ورودی-خروجی از الگوریتم اذحام ذرات استفاده شد. نتایج نشان داد که شبیه سازی انجام شده، به خوبی قادر به ردیابی زاویای مدنظر و رد اغتشاشات اعمال شده، است. چن^۳ و همکاران [۱۳] نیز، روش بهینه سازی نابرابری ماتریس خطی^۴ را برای طراحی کنترل کننده گیمبال دو محوره پیشنهاد کردند. این روش بهینه سازی بر اساس مدل تغییر متغیر خطی عمل می کند. نتایج تحقیق چن و همکاران [۱۳] نشان داد که کنترل کننده پیشنهادی می تواند دقت ردیابی را در زمان محدود تضمین کند و به طور موثر تداخل و انحراف را از بین ببرد. لی^۵ و همکاران [۱۴] طرحی از کنترل کننده پیشنهادی با جداسازی اختلالات و اغتشاشات با تثبیت کننده اینرسی ارائه دادند. آن ها از این مکانیزم به منظور تثبیت خط دید^۶ حسگرهای تصویربرداری استفاده کردند و مقایسه بین دو کنترل کننده طراحی شده و کنترل کننده انتگرالی مود لغزشی^۷ را صورت دادند. آلتان^۸ و حاجی اوغلو^۹ [۱۵] مسیر حرکت یک جسم متحرک با استفاده

¹ Gao

² Yue

³ Particle swarm optimization (PSO)

⁴ Chen

⁵ Linear matrix inequality (LMI)

⁶ Linear parameter varying (LPV)

⁷ Lee

⁸ Line of sight (LOS)

⁹ Integral sliding-mode controller (ISMC)

¹ Altan

¹ Hacıoğlu

از گیمبال سه درجه آزادی نصب شده بر روی پهپاد را تعیین نمودند. آن‌ها نیز در این تحقیق ردیابی هدف در زمان مشخص و کنترل اغتشاشات وارد شده را در دستور کار خود قرار دادند. آن‌ها به منظور مدل سازی گیمبال سه محوره از مدل ریاضی نیوتن-اویلر بهره گرفتند. نتایج آزمایشات تجربی و شبیه سازی این تحقیق نشان داد که پایداری، ردیابی و کنترل اغتشاشات تحت سناریوهای متفاوت با دقت زیادی امکان پذیر است.

همچنین در جدیدترین تحقیقات در این زمینه، دنگ^۱ و همکاران [۱۶]، چارچوب محور بیرونی شبیه ساز حرکت پرواز هیدرولیکی^۲ را به عنوان یک مطالعه موردی در نظر گرفتند و مدل دینامیکی غیرخطی آن را با در نظر گرفتن عوامل غیرخطی و عدم قطعیت استخراج نمودند. تحلیل های نظری و آزمایشات تجربی آن‌ها نیز عملکرد مطلوب کنترل کننده را در ردیابی هدف نشان داد.

با توجه به پژوهش های اندک موجود در زمینه مجموعه پنج درجه آزادی شامل میز شبیه ساز و جستجوگر گیمبال و همچنین هزینه های بالای این ابزار، نیاز به طراحی مجدد این مجموعه احساس می شود. همانگونه که ذکر شد، هدف در تحقیق حاضر طراحی و بهبود عملکرد میز شبیه ساز سه درجه آزادی در کنار کاهش هزینه ساخت آن با کاهش یا تغییر ابزار مورد استفاده است که به منظور بررسی آن از شبیه سازی در نرم افزار آدامز^۳ بهره گرفته و پس از تایید نتایج، مدل بهبود یافته توسط نرم افزار کتیا^۴ طراحی شده است.

۲- اجزا میز شبیه ساز

مطابق شکل (۱)، یک میز شبیه ساز سه درجه آزادی به طور معمول دارای اجزا زیر است.

- پایه شبیه ساز که نگه دارنده کلیه اجزا دیگر است و معمولاً پس از کالیبره کردن محور های میز نسبت به زمین، پایه در محل خود ثابت می شود تا دقت بدست آمده حفظ شود.
- محور غلتش که داخلی ترین قسمت شبیه ساز را تشکیل می دهد و دارای یک میز دوار است.
- قطعات مختلف از قبیل سنسورها جستجوگر و سخت افزار مربوط به خلبان خودکار روی میز دوار سوار شده و مورد تست و کالیبراسون قرار می گیرند. مقدار دوران این قسمت همان مقدار زاویه غلتش اویلر می باشد.
- محور پیچش که قسمت میانی شبیه ساز را تشکیل داده و قسمت غلتش و قطعه متعادل کننده روی آن سوار شده اند. مقدار دوران این محور نیز برابر زاویه پیچش در زوایای اویلر است.
- محور چرخش که دو محور ذکر شده، خود روی آن سوار شده اند و مقدار دوران آن، زاویه چرخش اویلر را شکل می دهد.
- قطعه متعادل کننده که برای رفع نابالانسی های ناشی از تغییر بارگذاری، در محور پیچش استفاده می شود. این قطعه معمولاً یا نوعی وزنه متغیر بوده یا یک سقف بسته روی محور پیچش است.
- سه عدد مجموعه موتور و گیربکس که برای تامین حرکت دورانی سه محور چرخش، پیچش و غلتش به کار برده شده اند. این موتورها به طور معمول از نوع AC است.

¹ Deng

² Hydraulic flight motion simulator (HFMS)

³ Adams

⁴ CATIA

- سه عدد اسلیپرینگ^۱ که در محل اتصال محورهای شبیه‌ساز قرار می‌گیرند و وظیفه آن‌ها تامین انرژی موتورها و انتقال داده بین محورهای شبیه‌ساز و رایانه است. به طور کلی اسلیپرینگ وسیله‌ای الکترومکانیکی است که به وسیله آن می‌توان سیگنال داده و توان الکتریکی را از یک بخش دورانی به بخش ثابت منتقل نمود.

۳- ملاحظات طراحی

- قطعات میز باید تا حد امکان دارای تقارن باشند و به بیان دیگر مرکز جرم و مرکز دوران اجزا روی یک نقطه قرار گیرند تا لنگر دوران به حداقل برسد.
- لقی بین اعضا صفر یا منفی باشد تا خطاهای ناشی از لقی حذف شود.
- با تolerانس گذاری صحیح باید خطای عمود بودن و هم مرکز بودن محورهای دوران به حداقل ممکن برسد.
- اجزای میز در محدوده تنش مجاز فعالیت کنند.
- انحرافات ناشی از کرنش شبیه‌ساز به حدی نباشد که در دقت شبیه‌ساز اختلال ایجاد کند.
- مجموعه موتور و گیربکس ضمن اشغال حداقل فضا، باید با توجه به دینامیک مسئله توانایی تولید گشتاور لازم را داشته باشند.
- فضای مورد نیاز برای نصب و آزمون جستجوگر باید وجود داشته باشد و جلوی دید آن گرفته نشود.
- با توجه به دینامیکی بودن مسئله، طراحی با ضریب اطمینان بیشتری نسبت به مسائل استاتیک انجام شود.
- تاثیر تنش و کرنش‌های دینامیکی ایجاد شده در اثر شتاب زاویه‌ای و برهم کنش محورها، به کمک شبیه‌سازی محاسبه و لحاظ گردد.

۴- بهینه سازی طرح

در ادامه به بهینه‌سازی طرح میز شبیه‌ساز سه درجه آزادی با توجه به نیاز امروز پرداخته می‌شود که لازمه آن تغییراتی در طرح متداول میز است که این تغییرات شامل کاهش بارگذاری، تغییر موتور، تغییر روش تامین انرژی، حذف اسلیپرینگ، انتقال داده بی‌سیم و تغییر در قطعه متعادل کننده است.

۴-۱- کاهش بارگذاری

امروزه با پیدایش سنسورها و سامانه‌های ممز که دارای ابعاد و وزن بسیار پایین هستند، این مشکل در موارد بسیاری رفع شده است. با این فرض، میزان وزن محموله شبیه‌ساز به یک کیلوگرم کاهش پیدا کرد که ضمن کاهش ابعاد و هزینه شبیه‌ساز، بهینه‌سازی‌های بعدی را نیز می‌تواند در پی داشته باشد که در ادامه توضیح داده می‌شوند.

¹ Slip ring

Microelectromechanical systems (MEMS)

۴-۲- تغییر موتور

با کاهش میزان بارگذاری نیاز به استفاده از موتورهای پرقدرت AC رفع گردید و جای خود را به موتورهای DC دادند. موتورها از نوع H از سری Dynamixel X انتخاب گشت. این نوع دارای مصرف انرژی بسیار پایین و کیفیت بالا و نویز پایین هستند. همچنین این موتور گیربکس سرخود بوده و برخلاف موتورهای AC که هزینه راه اندازی بالایی دارند، با کمترین هزینه قابلیت کنترل و راه اندازی دارند. دقت این نوع موتور "5'17 است [۱۷].

۴-۳- تامین انرژی

تغییر موتورها به DC و کاهش ابعاد میز شبیه‌ساز سه درجه آزادی امکان استفاده از باتری را میسر کرد. باتری‌ها از نوع لیتیوم پلیمری به طور خاص از سری Gen ace tattu انتخاب شدند [۱۸]. این نوع باتری ضمن کیفیت بالا دارای ابعاد و وزن پایین و ظرفیت تخلیه بالا است. برای تامین انرژی موتور محور غلتش، دو باتری در نظر گرفته شد تا بتوانند اثرات وزنی یکدیگر را متعادل کنند. این دو باتری به گونه‌ای بسته می‌شوند که نامیزانی ناشی از عدم تقارن موتور محور غلتش را جبران کنند و در عین حال بر روی قطعه متعادل کننده بسته می‌شوند تا خود مقداری از جرم متعادل کننده را تشکیل دهند. این عمل منجر به این می‌شود که جرم مورد نیاز برای متعادل کننده و در نتیجه جرم کل میز کاهش یابد. باتری محور پیچش نیز به صورت متقارن با موتور آن قرار گرفته تا وزن موتور را متعادل کند. انرژی محور چرخش نیز به طور مستقیم توسط یک آداپتور دلخواه با خروجی ۱۲ ولت و توانایی تامین جریان حداقل ۴ آمپر تامین می‌شود.

۴-۴- حذف اسلیپ رینگ

استفاده از باتری برای تامین انرژی موتورها، نیاز به انتقال انرژی توسط اسلیپ رینگ را مرتفع کرده است. بر این اساس، این قطعه با یاتاقان غلتشی جایگزین گردید. این کار علاوه بر کاهش هزینه‌ها و ساده سازی ساخت منجر به حذف نویز اصطکاکی اسلیپ رینگ هم خواهد شد که خود از مهم‌ترین مشکلات سیستم‌های دارای اسلیپ رینگ است [۱۹].

۴-۵- انتقال داده

با حذف اسلیپ رینگ روش انتقال داده در شبیه‌ساز به صورت بی‌سیم تغییر پیدا کرد. برای این کار ماژول NRF24L01 انتخاب شد که دارای فرکانس ۲/۴ گیگاهرتز و حداقل سرعت انتقال داده یک مگابیت بر ثانیه است [۲۰].

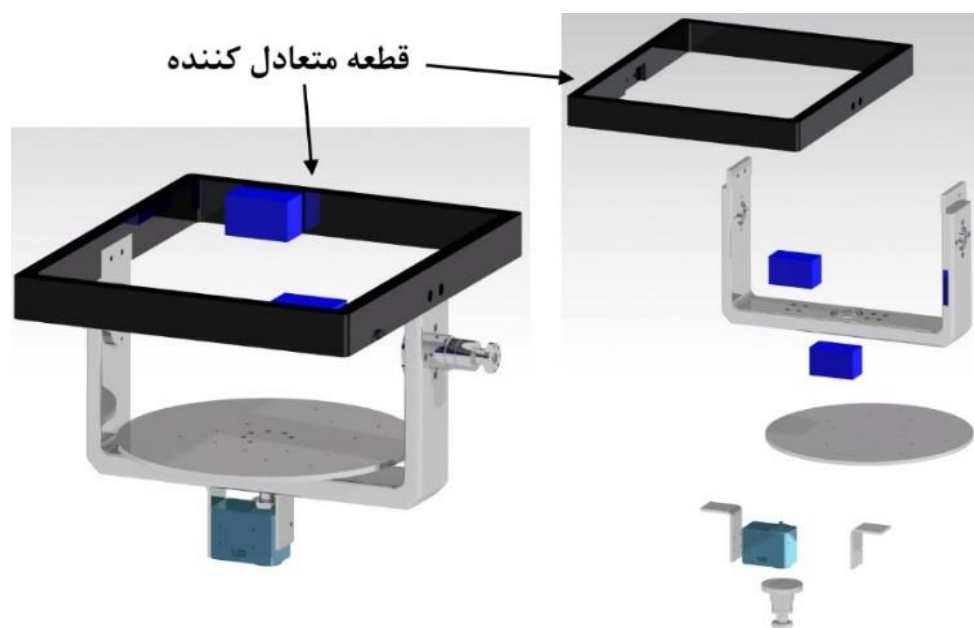
۴-۶- قطعه متعادل کننده

برای متعادل نگه داشتن حلقه میانی شبیه‌ساز (حلقه پیچش) از یک قطعه متعادل کننده استفاده می‌شود. در طرح متداول، معمولاً این قطعه یا به صورت کامل محور غلتش را می‌پوشاند که جلوی دید جستجوگر را گرفته و امکان آزمون جستجوگر از بین می‌رود و یا در غیر این صورت به دلیل افزایش طول وزنه‌ها، باعث افزایش حجم حلقه میانی و در نتیجه افزایش ابعادی و وزنی کل شبیه‌ساز خواهد شد و بخشی از میدان دید جستجوگر

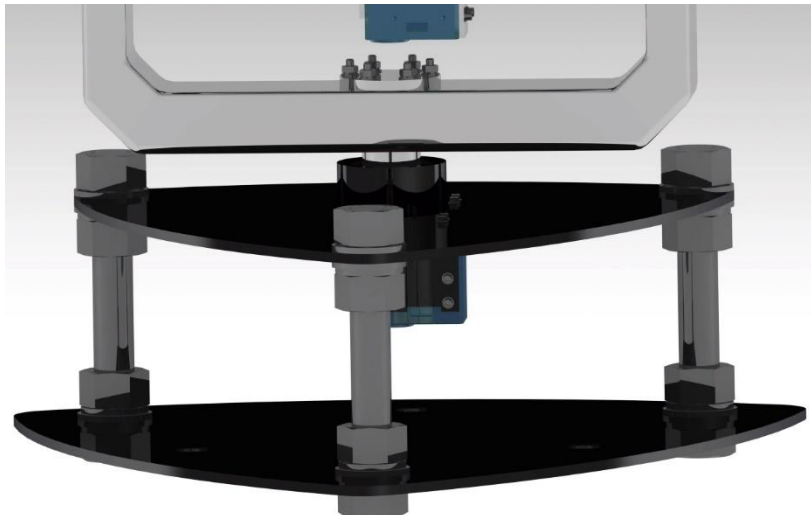
را نیز اشغال خواهد کرد. در شکل (۳) یک نمونه شبیه‌ساز که به علت پوشانده شدن محور غلتش قابلیت آزمون جستجوگر را ندارد، نمایش داده شده است [۲۱]. برای رفع این مشکل قطعه بالانس کننده به شکل یک قاب مستطیلی در نظر گرفته شد. همچنین دو باطری تامین کننده انرژی موتور محور غلتش، روی متعادل کننده قرار گرفتند تا در ازای آن‌ها وزن این قطعه و در نتیجه وزن کل کاهش یابد. در شکل (۴) که به کمک نرم افزار کتیا ترسیم شده، قطعه متعادل کننده به همراه محور پیچش در دو نمای ساده و انفجاری قابل مشاهده است.



شکل ۳- یک نمونه شبیه‌ساز با متعادل کننده بسته [۲۱]



شکل ۴- قطعه متعادل کننده به همراه محور پیچش در دو نمای ساده و انفجاری



شکل ۵- پایه سه گوش طراحی شده

همچنین جنس این قطعه از فولاد ST-304 انتخاب گشت؛ زیرا در نقش وزنه، دارای چگالی بالایی است و علاوه بر این مانند سرب سمی نیست. از طرفی خاصیت آهنربایی نداشته و روی قطعات مورد آزمون تاثیر مغناطیسی ایجاد نمی کند. علاوه بر این، این نوع فولاد، ضد زنگ نیز هست که باعث می شود بدون نیاز به رنگ آمیزی قطعه بتوان بدون نگرانی از خوردگی و زنگ زدگی از آن استفاده کرد.

۴-۷- پایه شبیه ساز

به عنوان آخرین فاکتور موثر، پایه های شبیه ساز با قابلیت تنظیم ارتفاع طراحی شد تا خطای ناشی از انحراف سطح زیرین آن توسط تنظیم پایه ها مرتفع گردد. همچنین سه پایه برای شبیه ساز در نظر گرفته شد؛ زیرا سه نقطه همیشه در یک صفحه قرار می گیرند و با توجه به این قضیه به راحتی می توان صفحه نگه دارنده میز را با تنظیم یک به یک پایه ها بالانس کرد، اما در صورتی که چهار پایه برای میز در نظر گرفته می شد، پایه ها باید دو به دو تنظیم می شدند و با هر بار تراز کردن یک محور، امکان به هم خوردن تراز در سایر محورها وجود داشت. در شکل (۵) صورت پایه سه گوش طراحی شده، مشاهده می شود که برای ترسیم آن از نرم افزار کتیا استفاده شده است.

۵- مدل سازی ریاضی

برای استخراج معادلات شبیه ساز سه درجه آزادی از روش متداول نیوتن-اوایلر می شود. حسن این روش نسبت به روش هایی از قبیل روش انرژی، دید فیزیکی و تحلیلی خوب آن نسبت به مساله است. همچنین لازم به ذکر است که در این پژوهش از سبک مرجع [۲۲] برای مدلسازی شبیه ساز سه درجه آزادی استفاده شده است. معادلات شبیه ساز در این روش به سه قسمت و محور اصلی غلتش، پیچش و چرخش تقسیم می شوند. تاثیرات متقابل محورها روی یک دیگر به عنوان گشتاورهای عمل و عکس العمل لحاظ شده است. همچنین در استخراج معادلات فرض شده که مرکز جرم تمامی محورها روی مرکز دوران قرار دارد و تمامی محورها کاملاً متعادل می باشند. طبق این فرض با صفر شدن بردار سرعت مرکز جرم جسم B نسبت به چهارچوب اینرسی، یعنی

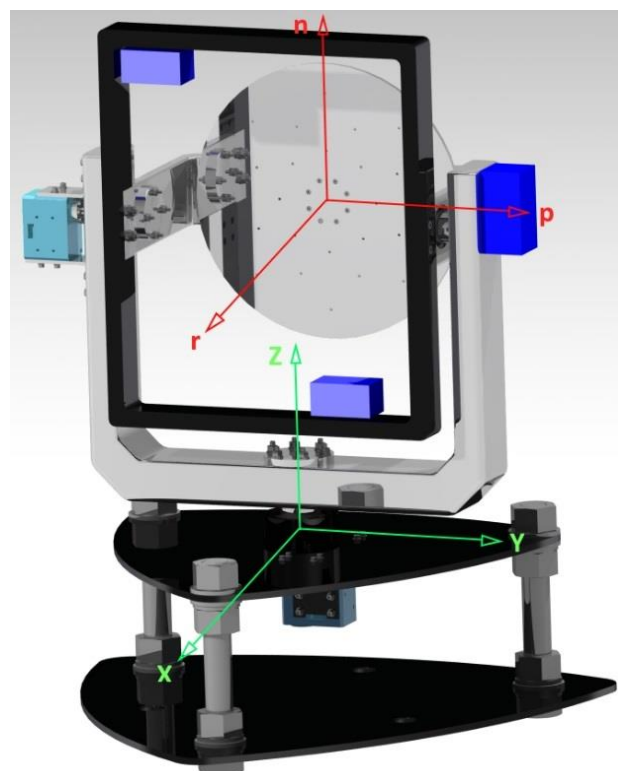
V_B^I ، معادله دوم نیوتن حذف شده و تنها معادله اول به صورت رابطه (۱) باقی می ماند و تانسور اینرسی I_B^B متقارن خواهد بود.

$$\vec{m}_B = D^I(I_B^B \omega^{BI}) \quad (1)$$

که در این معادله \vec{m}_B گشتاور وارد به جسم، I_B^B تانسور اینرسی جسم B در مرکز جرم جسم، ω^{BI} سرعت زاویه ای جسم B نسبت به چارچوب اینرسی و همچنین D^I دیفرانسیل کامل نسبت به چارچوب اینرسی است.

۵-۱- دستگاه‌ها و تبدیلات

در شبیه سازی سه درجه آزادی از دو دستگاه استفاده شده است. دستگاه اینرسی که محورهای آن به ترتیب با حروف X، Y و Z نمایش داده شده اند و دستگاه rpn که روی محور پیش ثابت شده و با آن حرکت می کند و در شرایط کاری صفر شبیه ساز، این دستگاه هم جهت با دستگاه اینرسی است و محورهای آن دارای ترتیب r، p و n هستند. این دو دستگاه در شکل (۶) نمایش داده شده اند که این شکل توسط نرم افزار کتیا ترسیم شده است.



شکل ۶- دستگاه‌های اینرسی و rpn در شرایط اولیه

^۱ دستگاه rpn برگرفته از roll، pitch و normal است که محور r همواره هم جهت با محور غلتش، محور p همواره هم جهت با محور پیش و n همواره عمود بر این دو است.

با توجه به دستگاه‌های تعریف شده، دستگاه اینرسی در هر لحظه با چرخش به اندازه ψ حول محور Z و سپس چرخش به اندازه θ حول محور Y جدید به دستگاه $rpni$ تبدیل می‌شود که در رابطه (۲) آمده است.

$$[T]^{rpni} = \begin{bmatrix} \cos\psi \cos\theta & \cos\theta \sin\psi & -\sin\theta \\ -\sin\psi & \cos\theta & 0 \\ \cos\psi \sin\theta & \sin\psi \sin\theta & \cos\theta \end{bmatrix} \quad (2)$$

۵-۲- محور غلتش

ابتدا معادله اویلر برای محور غلتش به صورت رابطه (۳) نوشته می‌شود که در آن بخش $(I_B^R \omega^{RI})$ ناشی از چرخش دستگاه $rpni$ است.

$$\vec{m}_R = D^I (I_B^R \omega^{RI}) = D^{rpni} I_B^R \omega^{RI} + I_B^R D^{rpni} \omega^{RI} + \Omega^{rpni} (I_B^R \omega^{RI}) \quad (3)$$

با صفر شدن $D^{rpni} I_B^R \omega^{RI}$ و بیان معادلات در دستگاه $rpni$ معادله (۴) نتیجه می‌شود.

$$[\vec{m}_R]^{rpni} = [I_B^R]^{rpni} \left[\frac{d}{dt} \omega^{RI} \right]^{rpni} + [\Omega^{rpni}]^{rpni} [I_B^R]^{rpni} [\omega^{RI}]^{rpni} \quad (4)$$

$[I_B^R]^{rpni}$ با فرض تقارن یک ماتریس قطری است که در رابطه (۵) بیان شده است.

$$[I_B^R]^{rpni} = \text{diag}(I_{rr}^{\text{Roll}}, I_{pp}^{\text{Roll}}, I_{nn}^{\text{Roll}}) \quad (5)$$

همچنین $[\omega^{RI}]^{rpni}$ طبق روابط (۶) و (۷) محاسبه می‌شود.

$$[\omega^{RI}]^{rpni} = [\omega^{RP}]^{rpni} + [\omega^{PY}]^{rpni} + [T]^{rpni} [\omega^{YI}]^I \quad (6)$$

$$[\omega^{RI}]^{rpni} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}^{rpni} + \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix}^{rpni} + [T]^{rpni} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix}^I = \begin{bmatrix} \dot{\phi} - \dot{\psi} \sin\theta \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \cos\theta \end{bmatrix} \quad (7)$$

پس از جاگذاری و محاسبه، بردار گشتاور محور غلتش به صورت رابطه (۸) به دست می‌آید که درایه اول آن مربوط به گشتاور موتور و دو درایه دیگر مربوط به گشتاورهای وارده به مفصل این محور است.

$$\begin{aligned}
 & [\overline{m}_R]^{rpn} \\
 &= \begin{bmatrix} -I_{nn}^{Roll} \psi \dot{\theta} \cos \theta - I_{rr}^{Roll} (\ddot{\psi} \sin \theta - \ddot{\phi} + \dot{\psi} \dot{\theta} \cos \theta) + I_{pp}^{Roll} \dot{\psi} \dot{\theta} \cos \theta \\ I_{pp}^{Roll} \ddot{\theta} - I_{nn}^{Roll} \dot{\psi}^2 \cos \theta \sin \theta - I_{rr}^{Roll} \dot{\psi} \cos \theta (\dot{\phi} - \dot{\psi} \sin \theta) \\ I_{nn}^{Roll} (\ddot{\psi} \cos \theta - \dot{\psi} \dot{\theta} \sin \theta) + I_{rr}^{Roll} \dot{\theta} (\dot{\phi} - \dot{\psi} \sin \theta) + I_{pp}^{Roll} \dot{\psi} \dot{\theta} \sin \theta \end{bmatrix} \quad (8)
 \end{aligned}$$

۵-۳- محور پیچش

استخراج معادلات محور پیچش نیز مشابه محور غلتش است؛ با این تفاوت که عکس العمل گشتاور محور غلتش هم به آن وارد می‌شود. معادله (۹) بیانگر این ارتباط است.

$$\overline{m}_P - \overline{m}_R = D^I (I_B^R \omega^{PI}) \rightarrow \overline{m}_P = \overline{m}_R + D^I (I_B^R \omega^{PI}) \quad (9)$$

مشابه محور غلتش معادلات (۱۰) تا (۱۳) بدست می‌آیند.

$$\overline{m}_P = \overline{m}_R + D^{rpn} I_B^P \omega^{PI} + I_B^R D^{rpn} \omega^{PI} + \Omega^{rpnI} (I_B^P \omega^{PI}) \quad (10)$$

$$[\overline{m}_P]^{rpn} = [\overline{m}_R]^{rpn} + [I_B^R]^{rpn} \left[\frac{d}{dt} \omega^{PI} \right]^{rpn} + [\Omega^{rpnI}]^{rpn} ([I_B^R]^{rpn} [\omega^{PI}]^{rpn}) \quad (11)$$

$$[I_B^P]^{rpn} = \text{diag}(I_{rr}^{Pitch} I_{pp}^{Pitch} I_{nn}^{Pitch}) \quad (12)$$

$$[\omega^{PI}]^{rpn} = [\omega^{PY}]^{rpn} + [T]^{rpnI} [\omega^{YI}]^I = \begin{bmatrix} -\dot{\psi} \sin \theta \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \cos \theta \end{bmatrix} \quad (13)$$

در نهایت درایه‌های بردار گشتاور وارد به محور پیچش طبق روابط (۱۴)، (۱۵) و (۱۶) به دست می‌آید. روابط (۱۴) و (۱۶) به ترتیب متناظر با درایه‌های اول و سوم \overline{m}_P هستند و مربوط به گشتاورهای داخلی وارده به یاتاقان‌های محور پیچش می‌باشند. رابطه (۱۵) متناظر با درایه دوم \overline{m}_P مربوط به گشتاور موتور می‌باشد که در محاسبه دینامیک اهمیت دارد.

$$\begin{aligned}
 & [\overline{m}_P]^{rpn}(1) = \\
 & -I_{nn}^{Pitch} \dot{\psi} \dot{\theta} \cos \theta - I_{rr}^{Pitch} (\ddot{\psi} \sin \theta + \dot{\psi} \dot{\theta} \cos \theta) \\
 & -I_{rr}^{Roll} (\ddot{\psi} \sin \theta - \ddot{\phi} + \dot{\psi} \dot{\theta} \cos \theta) + I_{pp}^{Pitch} \dot{\psi} \dot{\theta} \cos \theta \\
 & -I_{nn}^{Roll} \dot{\psi} \dot{\theta} \cos \theta + I_{pp}^{Roll} \dot{\psi} \dot{\theta} \cos \theta
 \end{aligned} \quad (14)$$

$$\begin{aligned} [\vec{m}_p]^{rpn}(2) = & \\ & I_{pp}^{Pitch} \ddot{\theta} + I_{pp}^{Roll} \ddot{\theta} - I_{nn}^{Pitch} \dot{\psi}^2 \cos\theta \sin\theta \\ & + I_{rr}^{Pitch} \dot{\psi}^2 \cos\theta \sin\theta - I_{nn}^{Roll} \dot{\psi}^2 \cos\theta \sin\theta \\ & - I_{rr}^{Roll} \dot{\psi} \cos\theta (\dot{\phi} - \dot{\psi} \sin\theta) \end{aligned} \quad (15)$$

$$\begin{aligned} [\vec{m}_p]^{rpn}(3) = & \\ & I_{nn}^{Pitch} (\dot{\psi} \cos\theta - \dot{\psi} \dot{\theta} \sin\theta) + I_{nn}^{Roll} (\dot{\psi} \cos\theta - \dot{\psi} \dot{\theta} \sin\theta) \\ & + I_{rr}^{Roll} \dot{\theta} (\dot{\phi} - \dot{\psi} \sin\theta) + I_{pp}^{Pitch} \dot{\psi} \dot{\theta} \sin\theta + I_{pp}^{Roll} \dot{\psi} \dot{\theta} \sin\theta \\ & - I_{rr}^{Pitch} \dot{\psi} \dot{\theta} \sin\theta \end{aligned} \quad (16)$$

۵-۴- محور چرخش

در دو محور قبل با توجه به این که موتور به همراه دستگاه rpn حرکت داشت، می بایست معادلات گشتاور نیز در این دستگاه بیان می شدند تا گشتاور موتور از گشتاور وارده به یاتاقان تفکیک گردد؛ اما در محور چرخش، موتور نسبت به دستگاه اینرسی ثابت و جهت چرخش آن همواره با محور Z اینرسی هم راستا است. بنابراین، در صورت بیان معادلات در دستگاه اینرسی گشتاور موتور از گشتاور یاتاقان قابل تفکیک است. به همین دلیل معادلات محور چرخش بر خلاف دو محور قبلی در دستگاه اینرسی بیان می شوند. بر این اساس بخش مربوط به چرخش دستگاه وارد معادلات نخواهد شد. معادلات (۱۷) و (۱۸) گشتاور مربوطه را نشان می دهد.

$$\vec{m}_Y = \vec{m}_p + D^I (I_B^Y \omega^{YI}) \quad (17)$$

$$[\vec{m}_Y]^I = [T]^{I rpn} [\vec{m}_p]^{rpn} + \frac{d}{dt} ([I_B^Y]^I [\omega^{YI}]^I) \quad (18)$$

ابتدا نیاز به تعریف دستگاه کمکی H است. دستگاه H دستگای H دستگاهی است که به محور چرخش متصل است و از چرخش دستگاه اینرسی حول محور Z به اندازه ψ به وجود می آید. طبق این تعریف رابطه (۱۹) تبدیل میان دستگاه اینرسی و H را نشان می دهد.

$$[T]^{IH} = \begin{bmatrix} \cos\psi & -\sin\psi & 0 \\ \sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (19)$$

اینرسی محور چرخش در دستگاه H به صورت رابطه (۲۰) بیان شده است. با استفاده از تبدیل $[T]^{IH}$ این مقدار در رابطه (۲۱) آمده است.

$$[I_B^Y]^H = \text{diag}(I_{xx}^{yaw}, I_{yy}^{yaw}, I_{zz}^{yaw}) \quad (20)$$

$$[I_B^Y]^I = [T]^{IH} [I_B^Y]^H [\bar{T}]^{IH} = \begin{bmatrix} I_{xx}^{yaw} \cos^2 \psi + I_{yy}^{yaw} \sin^2 \psi & I_{xx}^{yaw} \cos \psi \sin \psi - I_{yy}^{yaw} \cos \psi \sin \psi & 0 \\ I_{xx}^{yaw} \cos \psi \sin \psi - I_{yy}^{yaw} \cos \psi \sin \psi & I_{yy}^{yaw} \cos^2 \psi + I_{xx}^{yaw} \sin^2 \psi & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz}^{yaw} \end{bmatrix} \quad (21)$$

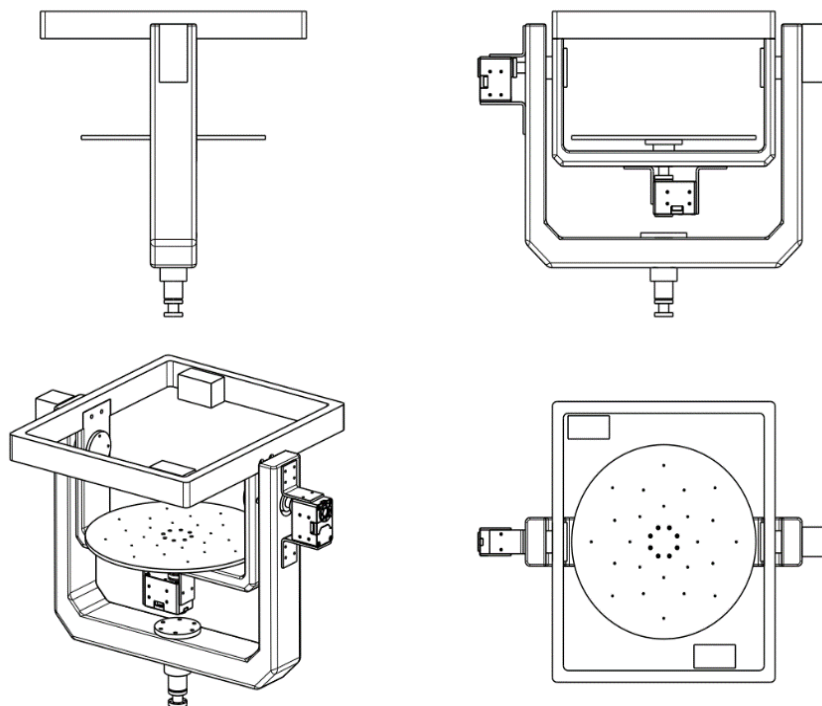
در نهایت پس از حل رابطه (۲۱) گشتاور محور چرخش که درایه سوم آن مربوط به گشتاور موتورها است. به علت حجم بالای معادلات فقط درایه سوم که کاربردی بوده و مربوط به گشتاور موتور محور چرخش است، در رابطه (۲۲) آورده شده است.

$$[\vec{m}_y]^I(3) = I_{zz}^{yaw} \ddot{\psi} + \cos \theta (I_{nn}^{Pitch} (\ddot{\psi} \cos \theta - \dot{\psi} \dot{\theta} \sin \theta)) + I_{nn}^{Roll} (\ddot{\psi} \cos \theta - \dot{\psi} \dot{\theta} \sin \theta) + I_{rr}^{Roll} \dot{\theta} (\dot{\phi} - \dot{\psi} \sin \theta) + I_{pp}^{Pitch} \dot{\psi} \dot{\theta} \sin \theta - I_{rr}^{Pitch} \dot{\psi} \dot{\theta} \sin \theta + I_{pp}^{Roll} \dot{\psi} \dot{\theta} \sin \theta + \sin \theta (I_{rr}^{Roll} (\ddot{\psi} \sin \theta - \ddot{\phi} + \dot{\psi} \dot{\theta} \cos \theta)) + I_{rr}^{Pitch} (\ddot{\psi} \sin \theta - \dot{\psi} \dot{\theta} \cos \theta) + I_{nn}^{Pitch} \dot{\psi} \dot{\theta} \cos \theta - I_{pp}^{Pitch} \dot{\psi} \dot{\theta} \cos \theta + I_{nn}^{Roll} \dot{\psi} \dot{\theta} \cos \theta - I_{pp}^{Roll} \dot{\psi} \dot{\theta} \cos \theta \quad (22)$$

۶- نتایج و بحث

۶-۱- طرح بهینه شده میز سه درجه آزادی

با توجه به اصلاحات مطرح شده در مورد طرح کلی میز در بخش (۲)، می توان ابعاد و چیدمان میز را تعیین نمود.

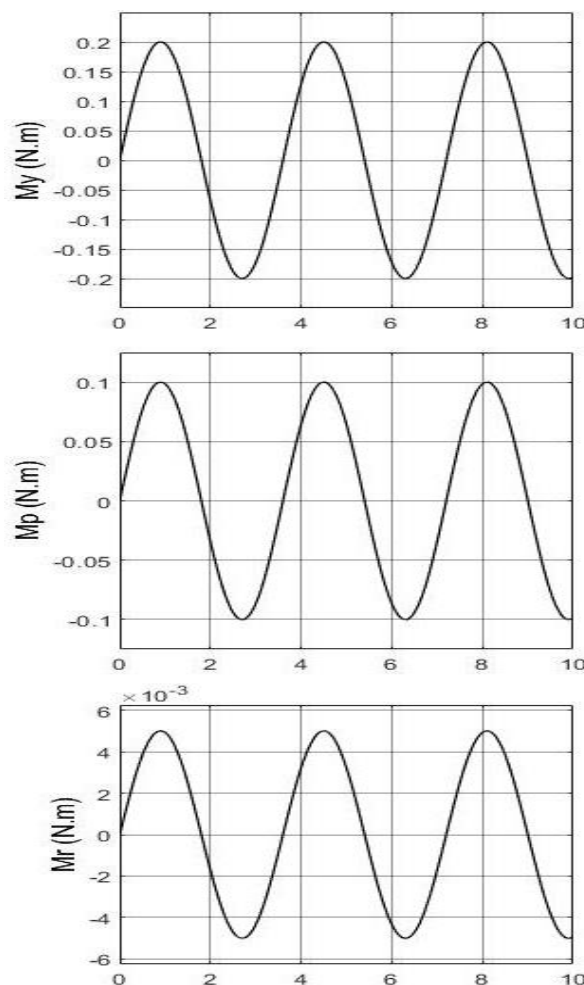


شکل ۷- طرح بهینه میز شبیه ساز

برای ابعاد طرح بهینه شده، حداقل ابعاد هندسی تعیین شدند که از نظر فضا، پاسخگوی فرضیات ثابتی مثل بارگذاری یک کیلوگرمی، موتورها، یاتاقانها و سطح کاری میز که یک دیسک به شعاع ۱۰۰ میلی متر است، باشند. همچنین یکی از فرضهای طراحی پشتیبانی از حداکثر سرعت زاویه ای 100 deg/s و حداکثر شتاب زاویه ای 100 deg/s² است که برای کاربردهای غیر نظامی مناسب می باشد. لازم به ذکر است که کلیه فرضیات طراحی از مشورت با کاربران خبره میز سه درجه آزادی و با توجه به نیازهای ایشان دست آمده اند. طرح بهینه شده مذکور در شکل (۷) آمده است که توسط نرم افزار کتیا ترسیم شده است.

۲-۶- اعتبارسنجی معادلات

معادلات دینامیکی میز شبیه ساز سه درجه آزادی با فرض تطابق مرکز جرم و مرکز دوران مجموعه قاب ها استخراج شده اند. به منظور اعتبارسنجی این معادلات از مقایسه نتایج خروجی شبیه سازی در نرم افزار سیمولینک متلب^۱ با خروجی نرم افزار آدامز در شرایط مشابه استفاده شده است. لازم به ذکر است که از اثر اصطکاک صرف نظر شده است.



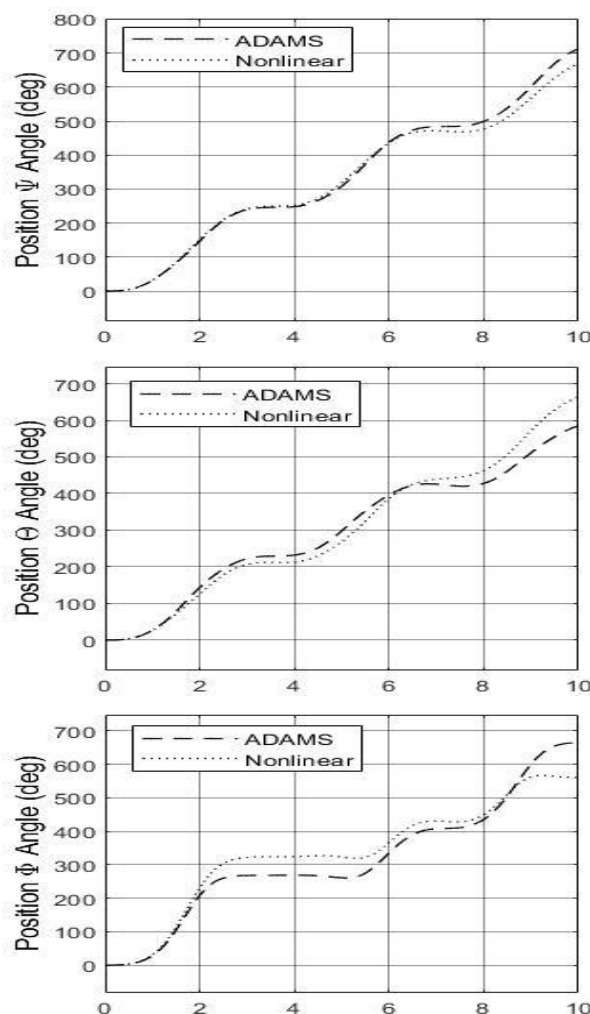
شکل ۸- گشتاورهای اعمال شده به هر محور

^۱ MATLAB Simulink

خروجی شبیه سازی‌ها مربوط به اعمال گشتاور سینوسی به صورت معادله (۲۳) با شروع از حالت تعادل تحت زوایا و سرعت زاویه‌ای صفر در مدت زمان ۱۰ ثانیه است. دلیل انتخاب ضرایب معادله (۲۳) این است که این مقادیر با یک فرم سینوسی، شتاب زاویه‌ای تقریبی ۱۰۰ درجه مجذور ثانیه را در هر محور ایجاد می‌کنند که جزو فرضیات طراحی است. گشتاورهای اعمال شده به هر محور در شکل (۸) آورده شده‌اند.

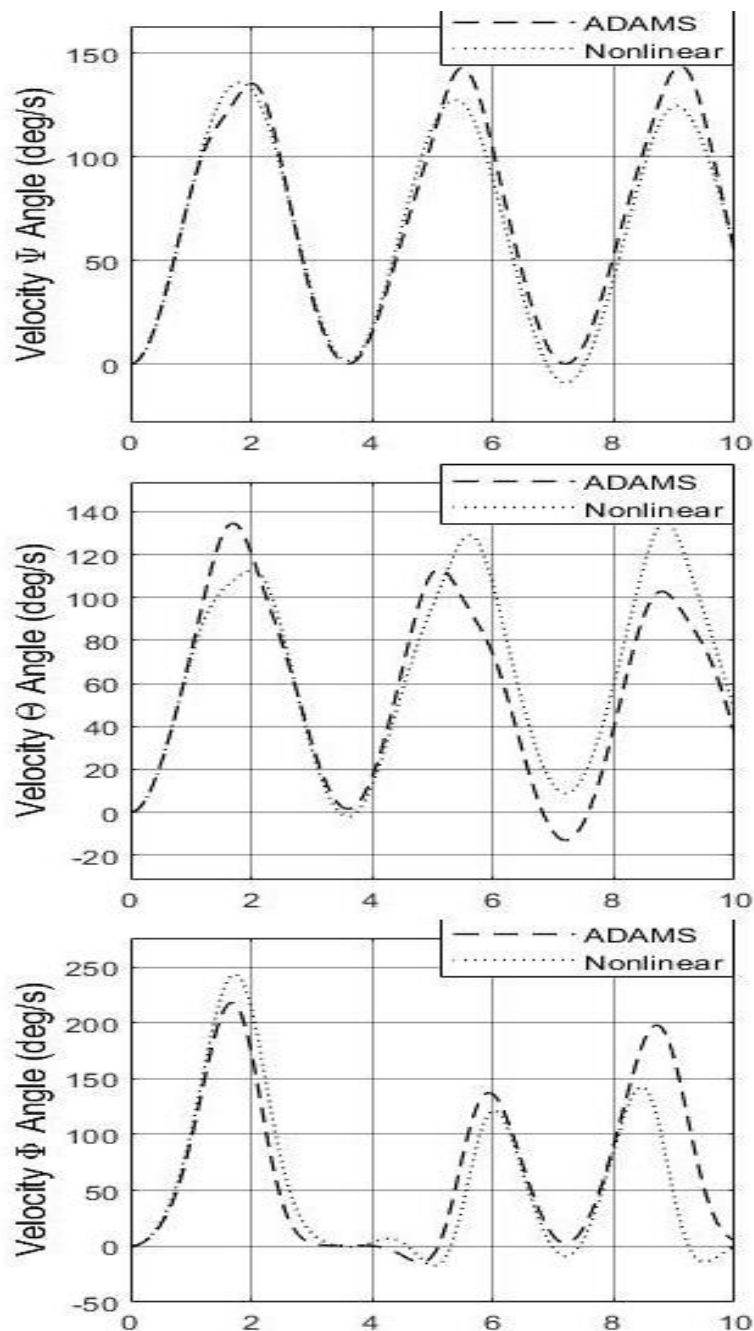
$$u = \begin{bmatrix} 0.2 \sin 1.745t \\ 0.1 \sin 1.745t \\ 0.005 \sin 1.745t \end{bmatrix} \quad (23)$$

در شکل (۹) تغییرات مکان زاویه‌ای ایجاد شده در سه محور چرخش، پیچش و غلتش میز بر اثر اعمال گشتاور مطابق معادله (۲۳) و شکل (۸) آورده شده است. که خطوط نقطه چین مربوط به حل معادله غیر خطی دینامیکی در محیط سیمولینک متلب و خطوط خط چین مربوط به شبیه سازی در نرم افزار آدامز می‌باشند. مشاهده می‌شود که در زوایای کم تقریباً هیچ تفاوتی بین خروجی‌ها وجود ندارد و حتی با گذشت زمان، افزایش زوایا و انباشته شدن خطا باز هم اختلاف ایجاد شده بسیار کم می‌باشد.



شکل ۹- مقایسه نتایج خروجی های مکان زاویه‌ای شبیه سازی و آدامز

در شکل (۱۰) نیز سرعت زاویه‌ای محورهای چرخش، پیچش و غلتش نمایش داده شده است. در این شکل نیز مشاهده می‌شود که در اوایل حرکت، سرعت زاویه مربوط به شبیه سازی معادلات دینامیکی و شبیه سازی آدامز تقریباً یکسان است و با گذشت زمان تنها کمی دچار انحراف می‌شود. انحراف کمی که در شکل‌های (۹) و (۱۰) مشاهده می‌شود در کاربردهای کنترلی و تحلیلی ناچیز تلقی می‌شود. بنابراین در مجموع مشخص می‌شود که معادلات استخراج شده، صحیح هستند و از دقت مناسبی برخوردارند. انحراف اندک موجود نیز ناشی از فرض‌های ساده کننده‌ای مثل صفر در نظر گرفتن ممان اینرسی‌های ضربدری، فرض تطابق کامل مرکز جرم و مرکز دوران هر قاب و مجموعه قاب‌ها و سایر عدم قطعیت‌های مدل نشده است.



شکل ۱۰- مقایسه نتایج خروجی های سرعت زاویه‌ای شبیه‌سازی و آدامز

۶-۳- محاسبات و دقت طراحی

تامین دقت شبیه‌ساز، نیازمند تعریف یک سری قیود و اعمال محاسبات در طراحی آن است که بدون ارضای آن‌ها مراحل بعدی از قبیل دقت ساخت و دقت کنترل عملی نخواهند شد. این عملیات شامل تعیین لقی‌ها، استفاده از پایه تنظیم شونده هستند که درباره آنها صحبت شد. علاوه بر این دو، محاسبه حد انحراف تنش و کرنش مجاز، ضروری است که در ادامه به تفصیل به آن پرداخته می‌شود. طراحی بر این فرض انجام شد که میز از جنس آلومینیوم ۱۰۶۰ با تنش تسلیم ۲۸ مگاپاسکال باشد [۲۳]. ضریب اطمینان تحلیل تنش نیز با توجه به دینامیکی بودن مسئله برابر ۳ فرض شده است. بنابراین حد مجاز تنش در هر عضو برابر ۹/۳۳ مگاپاسکال خواهد بود.

۶-۴- حد انحراف و کرنش مجاز

از آنجایی که در واقعیت هیچ یک از اجسام کاملاً صلب نیستند در دقت‌های بالا نیاز است که میزان انحراف و کرنش قطعات تحت بار گذاری نیز در طراحی لحاظ شود. در این پژوهش به دلیل دینامیکی بودن مسئله و پیچیدگی شرایط مرزی برای هر یک از قطعات، برای آزمون انحراف قطعات از نرم افزار آدامز استفاده شد. ابتدا در طراحی شبیه‌ساز، برای تمامی اجزای اصلی حد مجاز انحراف تعیین گردید. با توجه فرض طراحی انحراف زاویه‌ای زیر ۰/۱ درجه، حد انحراف برای هر کانال مقدار $0.033 \text{ deg} = (0.1/3)$ در نظر گرفته شد. براساس بازوهای فک هر یک از کانال‌ها مقدار انحراف زاویه‌ای به انحراف خطی تبدیل شد تا بتوان آن را با کرنش خروجی از نرم افزار آدامز مقایسه نمود. سپس به صورت مرحله به مرحله و با افزودن هر محور به مونتاژ قطعات، در نرم افزار کتیا مدل‌سازی شده و نهایتاً در نرم افزار آدامز تحت بارگذاری در سرعت ۱۰۰ درجه بر ثانیه قرار گرفتند. در صورتی که قطعات دارای انحرافی بیش از حد مجاز بودند، بازطراحی شده و این روند تا زمانی که به حد مجاز انحراف برسند، ادامه یافت. لازم به ذکر است که قطعات به همین شیوه از نظر تحمل تنش نیز مورد بررسی قرار گرفتند که برای انحراف مقدار ۲ و برای تنش مقدار ۳ به عنوان ضریب اطمینان در نظر گرفته شدند. از این بررسی، ابعاد مناسب برای قطعات شبیه‌ساز و طرح اولیه آن حاصل گشت. تصاویر مربوط به تحلیل تنش و انحراف برای هر قطعه از مجموعه مورد بحث، در تصاویر (۱۱) الی (۲۵) آمده است که در ادامه به طور دقیق‌تر توضیح داده می‌شود.

کانال غلتش شامل دو عضو موثر دیسک و شافت غلتش می‌باشد. همانطور که قبلاً ذکر شد با در نظر گرفتن تنش تسلیم آلومینیوم ۱۰۶۰ برابر ۲۸ مگاپاسکال و ضریب اطمینان ۳ در نتیجه حد مجاز تنش برای تمام قطعات مقدار ۹/۳۳ مگاپاسکال خواهد بود. انحراف زاویه‌ای ۰/۳۳ بین این دو عضو تقسیم می‌شود و به هر عضو اجازه انحراف ۰/۱۶۵ درجه داده می‌شود. با لحاظ ضریب اطمینان ۲ این مقدار به ۰/۰۸۲۵ درجه تقلیل می‌یابد.

شکل (۹) تحلیل تنش قطعه دیسک را در بارگذاری ذکر شده نشان می‌دهد. مشاهده می‌شود که بار (مکعب) به صورت نابالانس و در گوشه دیسک قرار گرفته تا حداکثر تنش روی آن ایجاد شود و بیشترین تنش نیز در حوالی مرکز دیسک با مقدار ۵/۷۷ مگاپاسکال ایجاد شده است. این به این معناست که حداکثر تنش ایجاد شده در دیسک در محدود مجاز قرار دارد و قابل قبول می‌باشد. لازم به ذکر است که قطعه دیسک طی

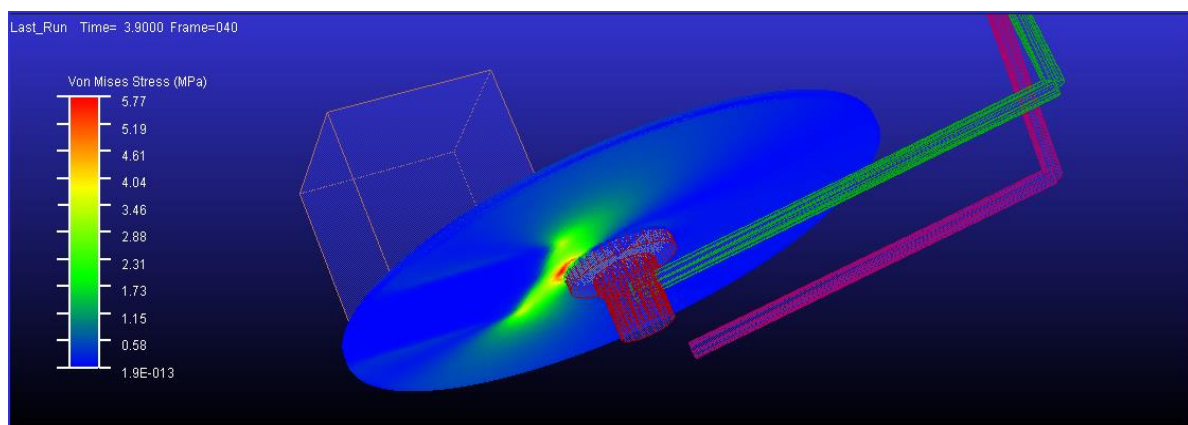
تحلیل‌های انجام شده متحمل بیشترین تنش و کرنش می‌باشد و این قطعه حین طراحی یک سری افزایش ضخامت یافت تا بتواند تنش و کرنش بیشتری تحمل نماید و اکنون با ضخامت ۴ میلی‌متر و قطر ۲۰۰ میلی‌متر در محدود مجاز قرار دارد.

حداکثر انحراف دیسک می‌تواند از طریق خمش آن حول قطرش اتفاق بیفتد. با این فرض بیشترین انحراف در لبه دیسک اتفاق می‌افتد که مقدار مجاز آن برابر خواهد بود با حاصلضرب شعاع دیسک در سینوس زاویه انحراف مجاز دیسک. بنابراین حد مجاز آن برابر می‌شود با $0.014 \approx 100 \times \sin(0.00825)$ و این در حالی است که بیشترین انحراف حاصل از شبیه سازی آدامز در شکل (۱۲) مقدار 0.12 محاسبه شده است. بنابراین قطعه دیسک از نظر انحراف نیز در محدوده صحیح قرار دارد.

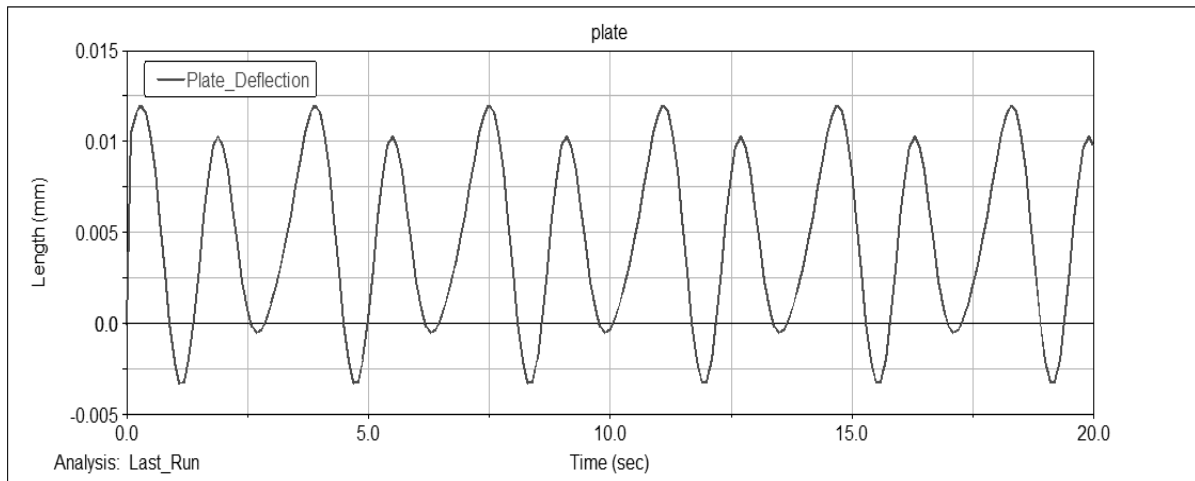
شافت غلتش مطابق بین دیسک و قاب پیچش می‌باشد و دوران محور غلتش از طریق آن به دیسک منتقل می‌شود. همانطور که در شکل (۱۳) مشاهده می‌شود، این قطعه نیز با حداکثر تنش $2/11$ مگاپاسکال در محدود مجاز کمتر از $9/33$ مگاپاسکال قرار می‌گیرد که قابل قبول است.

در قسمت استوانه‌ای شافت غلتش تقریباً انحرافی ایجاد نمی‌شود چون کاملاً داخل یاتاقان مقید شده است. علاوه بر این به دلیل کوتاه بودن این شافت که تنها ۴۱ میلی‌متر طول دارد و پر شدن آن توسط پیچ‌های فولادی متصل کننده، تقریباً جلوی هر گونه انحراف خمشی و پیچشی بخش استوانه‌ای را می‌گیرد. بنابراین بیشترین انحراف خمشی شافت غلتش، در لبه قسمت دیسکی شکل آن، که محل اتصال به قطعه دیسک می‌باشد، ایجاد می‌شود. در این حالت، مقدار مجاز انحراف برابر خواهد بود با حاصلضرب سینوس زاویه انحراف مجاز در شعاع قسمت دیسکی شکل شافت غلتش. با داشتن شعاع ۲۰ میلی‌متر این مقدار برابر خواهد بود با $0.0029 \approx 20 \times \sin(0.00825)$ و این در حالی است که مقدار حداکثر انحراف این قسمت در شبیه‌سازی شکل (۱۴) برابر 0.142 می‌باشد.

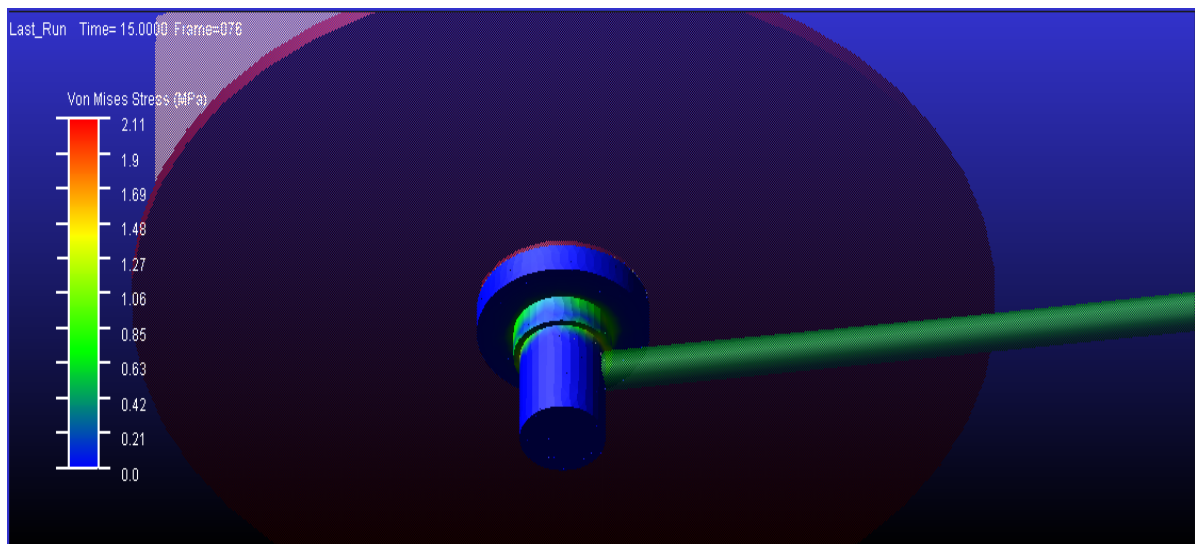
کانال پیچش نیز شامل دو عضو موثر قاب پیچش و شافت پیچش می‌باشد. مشابه قبل حد مجاز تنش برای تمام قطعات مقدار $9/33$ مگاپاسکال خواهد بود. برای انحراف زاویه‌ای نیز مقدار 0.33 بین این دو عضو تقسیم می‌شود و به هر عضو اجازه انحراف 0.165 درجه داده می‌شود. با لحاظ ضریب اطمینان ۲ این مقدار به 0.0825 درجه تقلیل می‌یابد. آنچه در شکل (۱۵) مشخص است، بیشترین تنش در ناحیه اتصال با شافت غلتش ایجاد شده که با داشتن مقدار 0.63 مگاپاسکال تا حد مجاز تنش فاصله بسیار زیادی دارد.



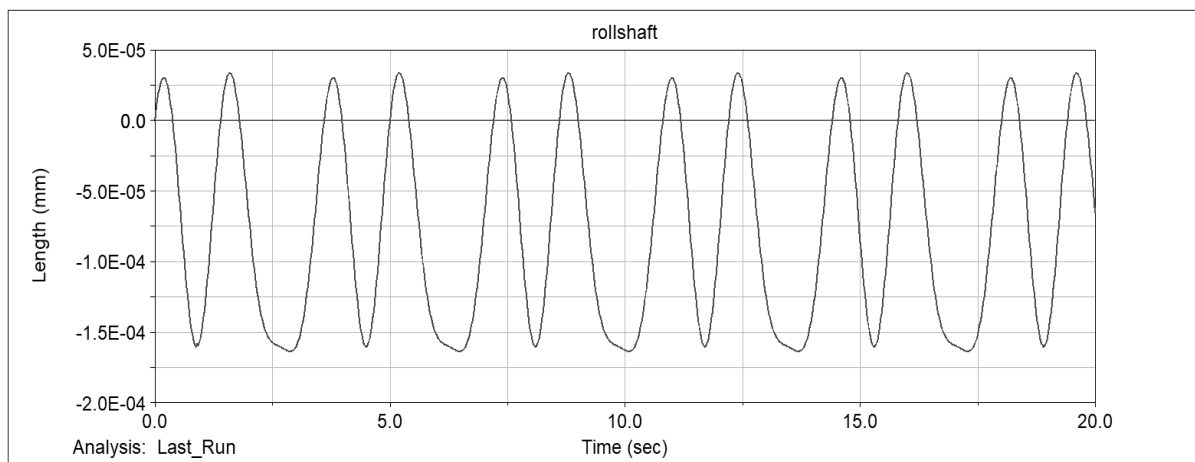
شکل ۱۱- تحلیل تنش قطعه دیسک



شکل ۱۲- تحلیل انحراف ناشی از خمش قطعه دیسک



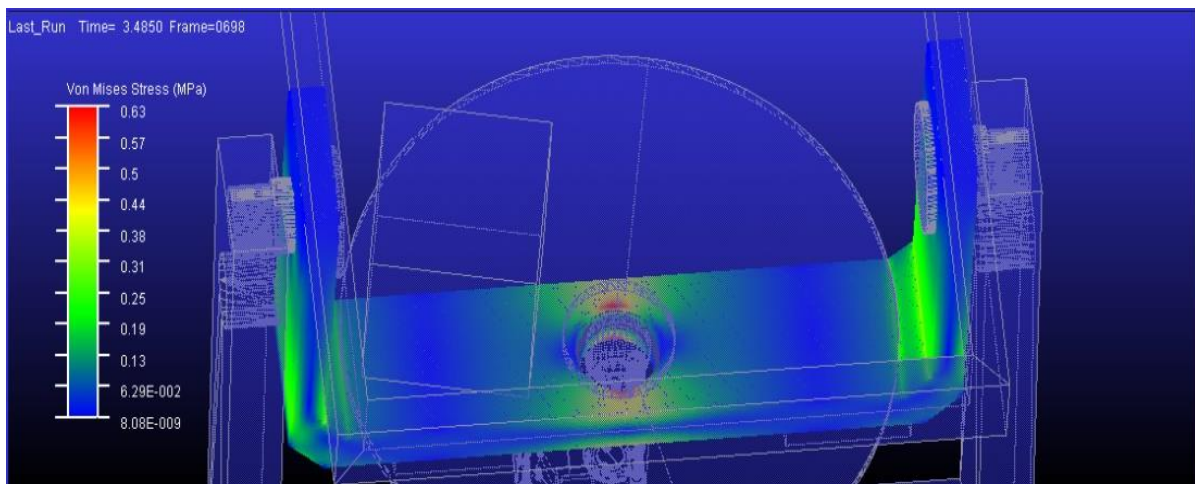
شکل ۱۳- تحلیل تنش در شافت غلتش



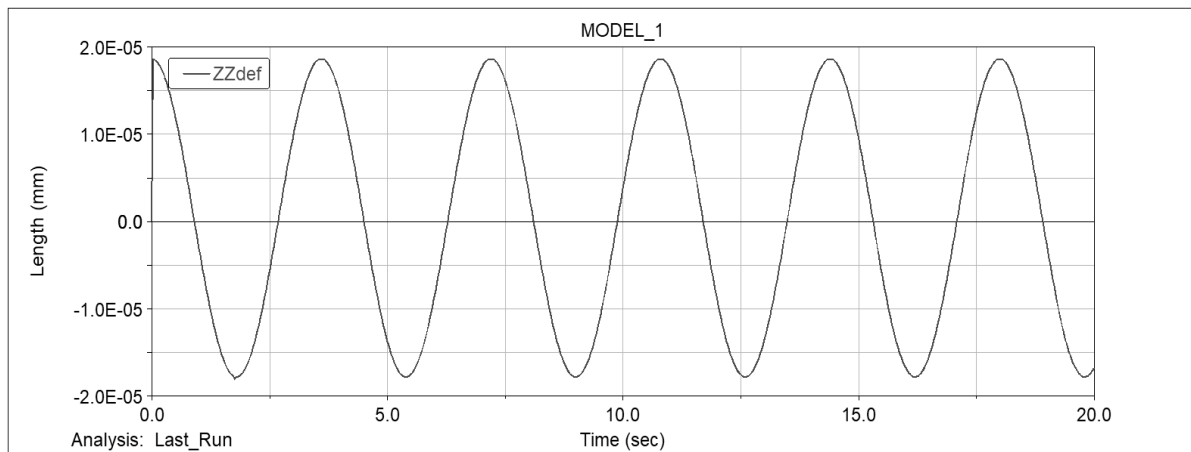
شکل ۱۴- تحلیل انحراف ناشی از خمش در شافت غلتش (ناشی از وجود نا بالانسی)

بیشترین انحراف خمشی که در قاب پیچش می تواند خطا ایجاد کند، مربوط به حالتی است که کف قسمت U شکل آن حول محور n از دستگاه rpn دوران پیدا کند. در این حالت انحراف طولی مجاز برابر خواهد بود با حاصلضرب سینوس انحراف زاویه ای مجاز در نصف طول کف قاب که این مقدار برابر است با $242/2 \times 0.017 \approx \sin(0.00825)$ میلی متر و همانطور که در شکل (۱۶) مشاهده می شود این مقدار بسیار بیشتر از حداکثر 0.0000186 میلی متر ایجاد شده در شبیه سازی می باشد. در نتیجه انحراف خمشی در محدوده مجاز قرار دارد.

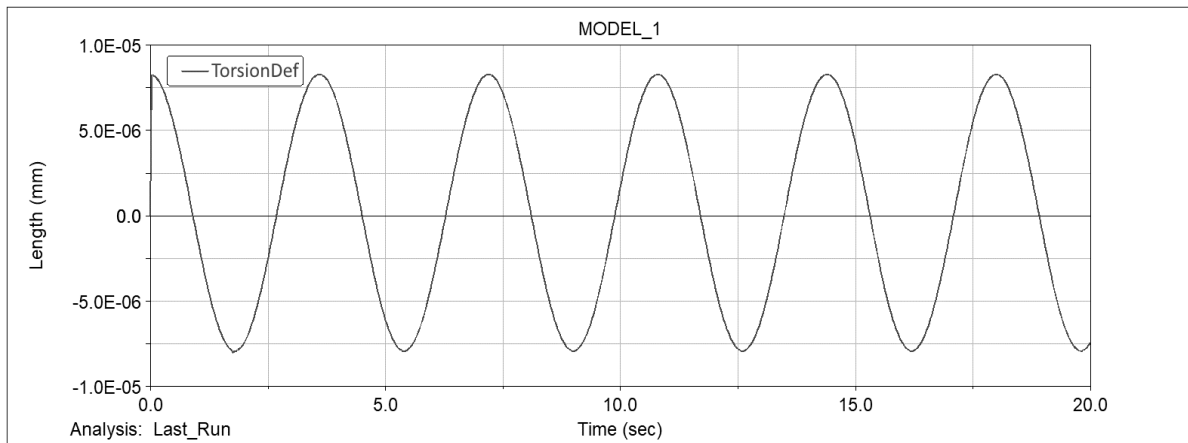
انحراف پیچشی قاب پیچش نیز می تواند بر دقت میز اثر گذار باشد. حداکثر مجاز این انحراف برابر است با حاصلضرب سینوس حداکثر انحراف زاویه ای مجاز در نصف طول کف قاب U شکل که برابر است با $242/2 \times \sin(0.00825) \approx 0.017$ میلی متر. باید دقت داشت که هر چند مقدار مجاز انحراف پیچشی با حد مجاز انحراف خمشی برابر است، اما جهت این انحراف عمود بر جهت انحراف خمشی می باشد. با توجه به این که این مقدار نیز از مقدار 0.0000082 میلی متر به دست آمده در شبیه سازی شکل (۱۷) بسیار کمتر می باشد، صحت طراحی این بخش نیز تایید می شود.



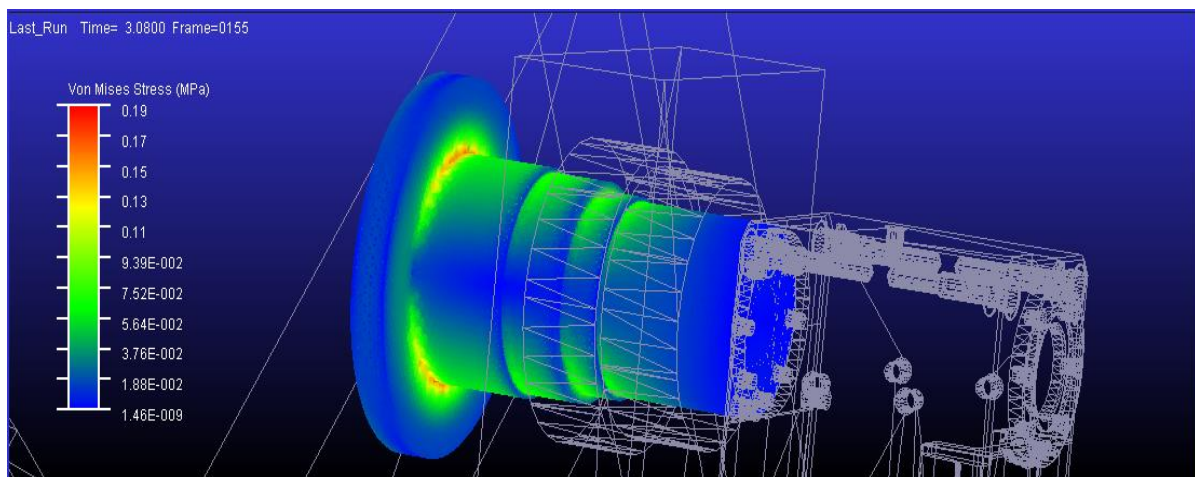
شکل ۱۵- تحلیل تنش در قاب پیچش



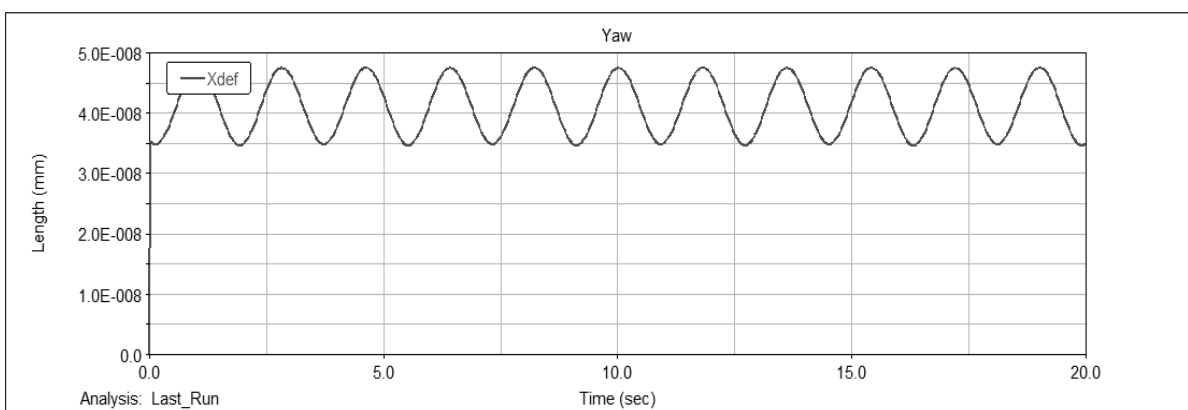
شکل ۱۶- تحلیل انحراف ناشی از خمش در قاب پیچش



شکل ۱۷- تحلیل انحراف ناشی از پیچش قاب پیچش (پیچش در جهت غلتش)



شکل ۱۸- تحلیل تنش شافت پیچش

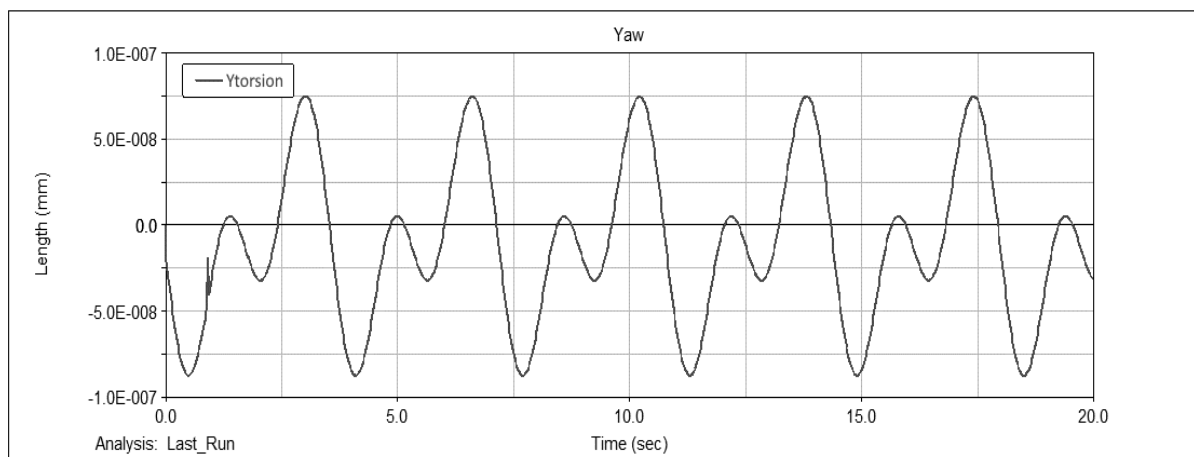


شکل ۱۹- تحلیل انحراف ناشی از خمش شافت پیچش

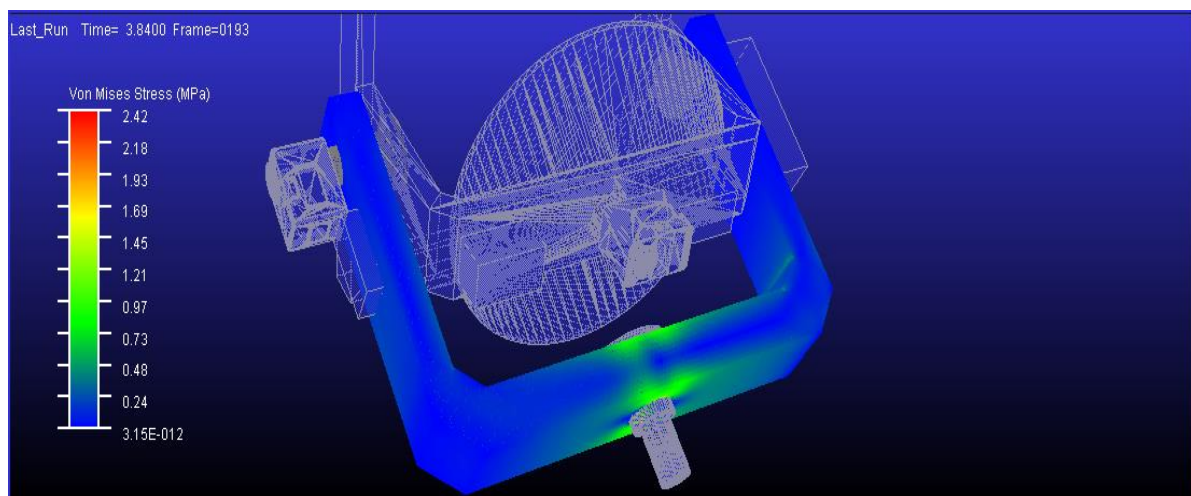
عضو دوم موثر در کانال پیچش، شافت پیچش می باشد. بیشترین تنش ایجاد شده در این شافت نیز در قسمت دیسکی شکل آن که به محور پیچش متصل می شود ایجاد شده که برابر $0/19$ می باشد و مانند محورهای قبلی در محدود مجاز تنش قرار می گیرد. تحلیل تنش این عضو در شکل (۱۸) به نمایش گذاشته شده است.

با توجه به مقید بودن طول شافت پیچش درون یاتاقان و قاب پیچش حداکثر انحراف خمشی آن در قسمت دیسکی شکل که محل اتصال به محور پیچش است، اتفاق می افتد. بنابراین انحراف مجاز خمشی شافت پیچش برابر است با شعاع قسمت دیسکی شکل آن در سینوس انحراف زاویه ای مجاز محور که برابر است با $20 \times 0.0029 \approx \sin(0.00825)$ میلی متر که بسیار بیشتر از مقدار $0.0029 \approx \sin(0.00825)$ میلی متر شبیه سازی شده در شکل (۱۹) دارد. حداکثر حد مجاز انحراف پیچشی شافت خمش نیز مانند حداکثر انحراف خمشی آن (البته در جهت عمود بر آن) برابر است با $20 \times 0.0029 \approx \sin(0.00825)$ میلی متر که بسیار بیشتر از مقدار $0.0029 \approx \sin(0.00825)$ میلی متر شبیه سازی شده در شکل (۲۰) دارد. در نتیجه این شافت از منظر انحراف تایید می گردد.

کانال چرخش نیز مانند پیچش دارای دو محور قاب چرخش و شافت چرخش می باشد که بر این اساس و مشابه قبل، هر قطعه امکان انحراف زاویه ای حداکثر به اندازه 0.00825 درجه خواهد داشت. همچنین مشابه قبل تنش مجاز برابر $9/33$ مگاپاسکال خواهد بود. در نتیجه حداکثر تنش قاب چرخش که در محل اتصال با شافت چرخش ایجاد شده مطابق شکل (۲۱) برابر $2/42$ و در محدوده قابل قبول قرار می گیرد.

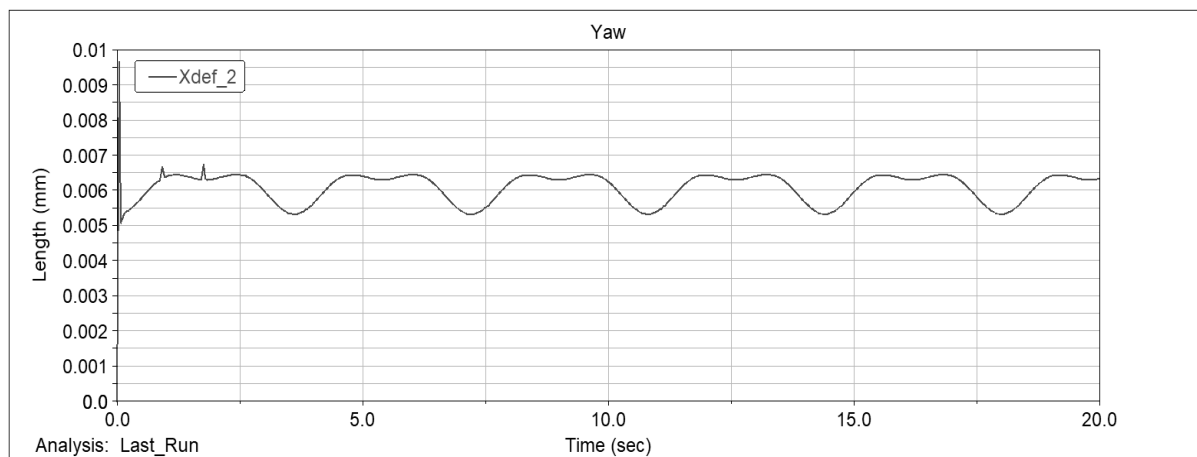


شکل ۲۰- تحلیل انحراف ناشی از پیچش شافت پیچش

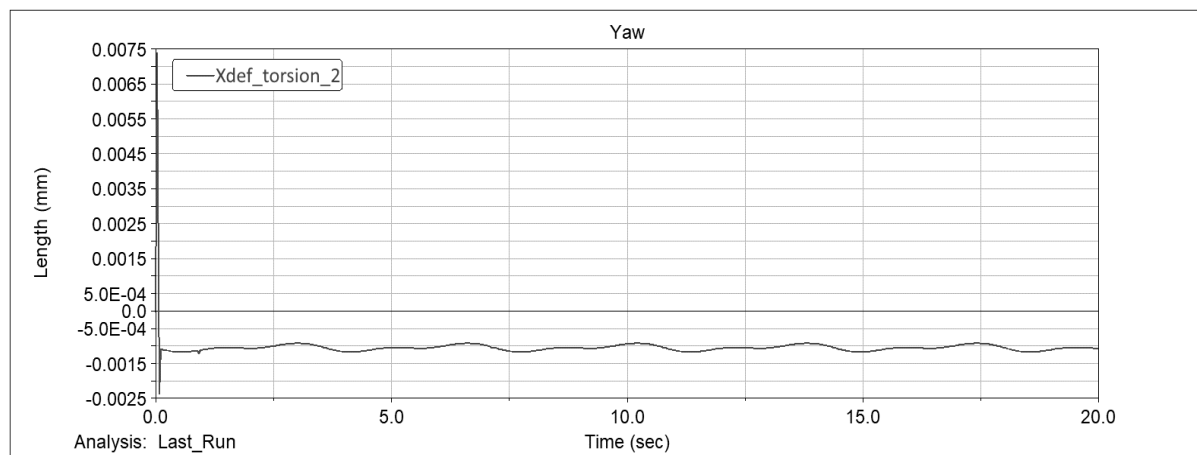


شکل ۲۱- تحلیل تنش قاب چرخش

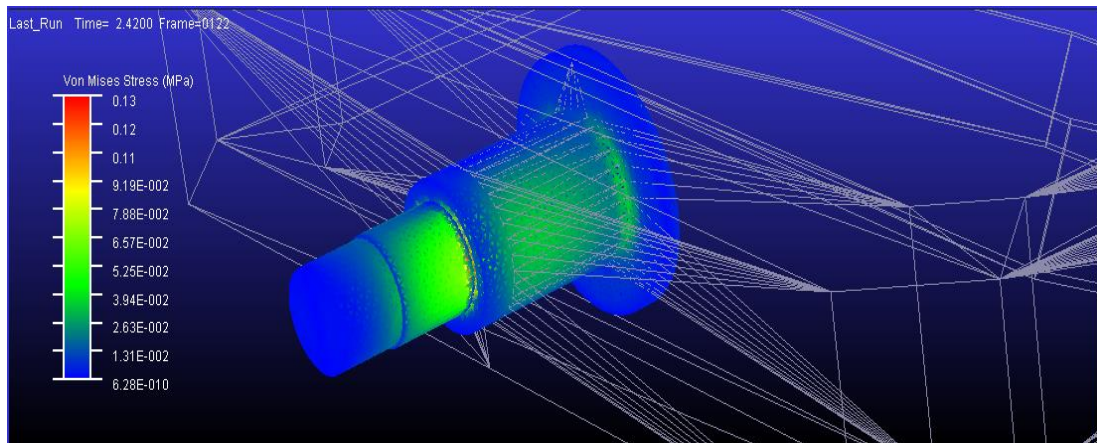
انحراف پیچشی مجاز نیز مشابه قبل برابر خواهد بود با حاصلضرب سینوس انحراف زاویه‌ای مجاز در نصف طول کف قاب. این مقدار برابر است با $0.022 \approx 300.4/2 \times \sin(0.00825)$ میلی‌متر و همانطور که در شکل (۲۳) مشاهده می‌شود این مقدار بسیار بیشتر از 0.074 میلی‌متر ایجاد شده در شبیه‌سازی می‌باشد. در نتیجه انحراف پیچشی هم در محدوده مجاز قرار دارد. حداکثر تنش شافت چرخش مطابق شکل (۲۴) برابر 0.13 مگاپاسکال و در محدوده مجاز کمتر از $9/33$ قرار می‌گیرد. انحراف مجاز خمشی شافت چرخش، مشابه با شافت‌های دیگر، برابر است با شعاع قسمت دیسکی شکل آن در سینوس انحراف زاویه‌ای مجاز محور که برابر است با $0.0036 \approx 25 \times \sin(0.00825)$ میلی‌متر شبیه‌سازی شده در شکل (۲۵) دارد. انحراف مجاز خمشی شافت چرخش، مشابه با شافت‌های دیگر، برابر است با شعاع قسمت دیسکی شکل آن در سینوس انحراف زاویه‌ای مجاز محور که برابر است با $0.0036 \approx 25 \times \sin(0.00825)$ میلی‌متر شبیه‌سازی شده در شکل (۲۵) دارد. حداکثر حد مجاز انحراف پیچشی شافت چرخش نیاز مانند حداکثر انحراف خمشی خمشی آن برابر است با $0.0036 \approx 25 \times \sin(0.00825)$ میلی‌متر شبیه‌سازی شده در شکل (۲۶) دارد. در نتیجه این شافت نیز از منظر انحراف تایید می‌گردد.



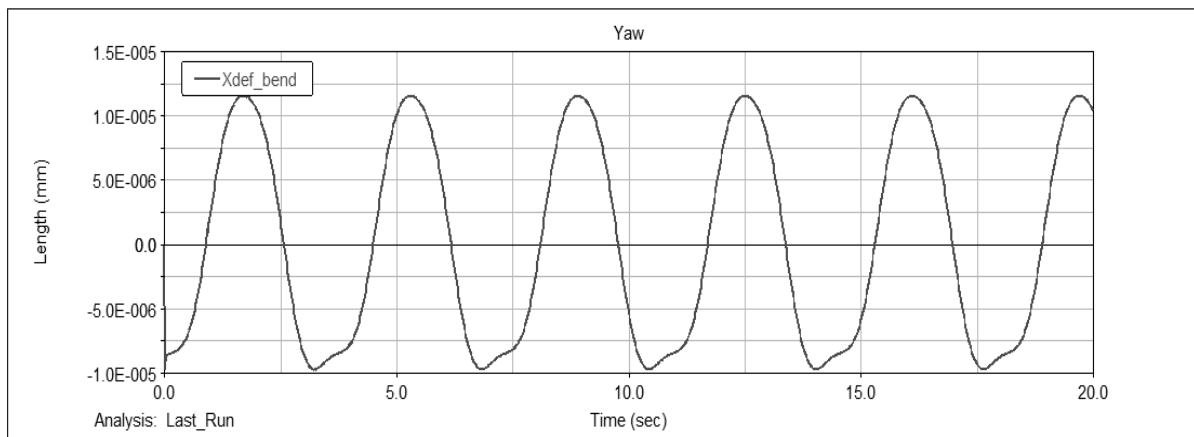
شکل ۲۲- تحلیل انحراف ناشی از خمش قاب چرخش (انحراف دهانه به شکل متوازی الاضلاع)



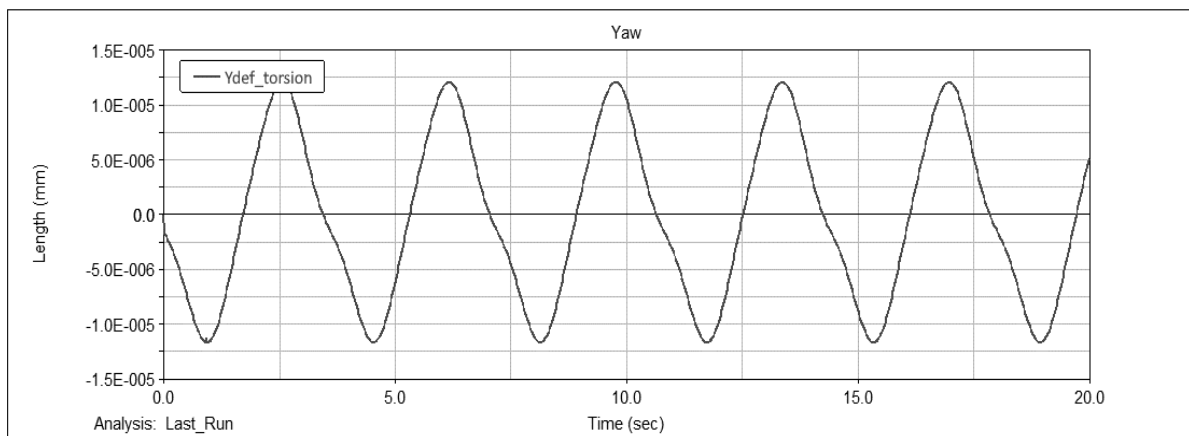
شکل ۲۳- تحلیل انحراف ناشی از پیچش قاب چرخش (پیچش حول محور چرخش)



شکل ۲۴- تحلیل تنش شافت چرخش



شکل ۲۵- تحلیل انحراف ناشی از خمش شافت چرخش



شکل ۲۶- تحلیل انحراف ناشی از پیچش شافت چرخش

در مجموع مقادیر بیشینه و حد مجاز برای تمامی قطعات اصلی میز شبیه‌ساز سه درجه آزادی در جدول (۱) جمع‌بندی گردیده‌اند. وجود اختلاف قابل توجه بین حداکثر تنش و انحراف و میزان مجاز آن‌ها در نتایج با توجه به ضریب اطمینان لحاظ شده، نشان دهنده کارایی مناسب میز طراحی شده است.

جدول ۱- حداکثر مقادیر تنش و انحراف در شبیه سازی و در حالت مجاز

حداکثر مقدار انحراف		حداکثر مقدار تنش		
مجاز	در شبیه سازی	مجاز	در شبیه سازی	مورد تحلیل
۰/۰۱۴	۰/۰۱۲	۹/۳۳	۵/۷۷	قطعه دیسک
۰/۰۰۲۹	۰/۰۰۰۱۴۲	۹/۳۳	۲/۱۱	شافت غلتش
۰/۰۱۷	۰/۰۰۰۰۱۸۶	۹/۳۳	۰/۶۳	قاب پیچش (خمش)
۰/۰۱۷	۰/۰۰۰۰۰۸۲			قاب پیچش (پیچش)
۰/۰۰۲۹	۰/۰۰۰۰۰۰۴۷۶	۹/۳۳	۰/۱۹	شافت پیچش (خمش)
۰/۰۰۲۹	۰/۰۰۰۰۰۰۰۸۷			شافت پیچش (پیچش)
۰/۰۲۲	۰/۰۰۰۹۷	۹/۳۳	۲/۴۲	قاب چرخش (خمش)
۰/۰۲۲	۰/۰۰۰۷۴			قاب چرخش (پیچش)
۰/۰۰۳۶	۰/۰۰۰۰۱۱۹	۹/۳۳	۰/۱۳	شافت چرخش (خمش)
۰/۰۰۳۶	۰/۰۰۰۰۰۱۲			شافت چرخش (پیچش)

۷- نتیجه گیری

در مورد میز طراحی شده، می توان گفت که کاهش ابعاد و وزن شبیه ساز علاوه بر کاهش قیمت آن را به یک سیستم قابل حمل و مناسب محیط های آزمایشگاهی تبدیل می کند. استفاده از موتور DC هزینه را به طور چشمگیری کاهش داده و از طرفی کنترل و راه اندازی موتورهای DC به مراتب ساده و کم هزینه تر از نوع AC است و به مراتب نویز کمتری هم تولید می کند. مزیت دیگر موتور DC قابلیت تامین انرژی از باتری است که پیش نیاز حذف اسلیپ رینگ است. حذف اسلیپ رینگ و جایگزینی آن با یاتاقان غلتشی باعث کاهش قیمت و پیچیدگی ساخت و از بین رفتن نامعینی ناشی از اصطکاک مفاصل شده است.

همچنین تغییر روش انتقال داده از طریق اسلیپ رینگ به انتقال بی سیم نیز موجب از بین رفتن نویز ناشی از اصطکاک ذغال های اسلیپ رینگ و افزایش کیفیت و وضوح داده ها خواهد شد. متعادل کننده طراحی شده، باعث می شود که در حداقل ابعاد میز قابلیت آزمون جستجوگر حفظ شود. دقت میز شبیه ساز توسط تحلیل های صورت گرفته، ارضا شده و به کمک استفاده از پایه قابل تنظیم، شبیه ساز می تواند روی سطوح مختلف و حتی غیر تراز نصب شده و با تنظیم ارتفاع تراز شود. از سویی دامنه تنش ایجاد می شود و انحراف ناشی از انواع مختلف بارگذاری بر میز سه درجه آزادی در محدوده مجاز تنش و انحراف قرار دارند که در نتیجه میز طراحی شده، می تواند به عنوان طرح بهینه مورد ارزیابی گردد. چنین دستگاهی برای شبیه سازی های سخت افزار در حلقه ادوات کوچک و و سبک با هزینه کم کاربرد دارد. این امر باعث می شود که علاوه بر کاربرد در آزمایشگاه های مجهز بتواند در دانشگاه ها و آزمایشگاه های کوچک تر نیز مورد استفاده قرار گیرد. همچنین کاهش وزن شبیه ساز

باعث شده که بتوان از آن به عنوان یک شبیه‌ساز قابل حمل استفاده نمود که در صورت نیاز خود قابلیت سوار شدن بر پلتفرم‌های دیگر را داشته باشد.

در پژوهش‌های آینده می‌توان معادلات را با فرض عدم تطابق مرکز جرم و مرکز دوران محاسبه نمود، اصطکاک بین محورها را در نظر گرفت و میزان اثر آن را بررسی نمود. همچنین می‌توان با بررسی و آزمون کنترلرهای مختلف روی شبیه‌ساز به یک کنترلر مناسب با دقت بالا و مقاومت در برابر تغییرات بارگذاری دست یافت. علاوه بر این می‌توان از آن به عنوان یک بستر سخت افزار در حلقه برای انجام پژوهش روی سایر ادوات و سنسورها استفاده نمود.

مراجع

- [1] S. Poorrezaie Khaligh, "Design and Manufacture of 3-Axis Motion Simulator (Hardware in The Loop Lab)," M.S. Thesis, Department of Aerospace Engineering, Amir Kabir University of Technology, Tehran, 2006. [Online]. Available: <https://digitallib.aut.ac.ir/DL/Search/>.
- [2] D. Leblebicioglu, Ö. Atesoglu, A. E. Derinoz, and M. Çakmakci, "Learning-Based Control Compensation for Multi-Axis Gimbal Systems using Inverse and Forward Dynamics," *ArXiv*, Vol. abs/2112.02561, 2021, doi: <https://doi.org/10.48550/arXiv.2112.02561>.
- [3] N. A. Pouliot, C. M. Gosselin, and M. A. Nahon, "Motion Simulation Capabilities of Three-degree-of-freedom Flight Simulators," *Journal of Aircraft*, Vol. 35, No. 1, pp. 9-17, 1998, doi: <https://doi.org/10.2514/2.2283>.
- [4] R. Azad, "Development of an Angular Motion Test Platform for Hardware in the Loop," M.S. Thesis, Department of Aerospace Engineering, Amir Kabir University of Technology, Tehran, 2015. [Online]. Available: <https://library.iut.ac.ir/Inventory/101/33618.htm>.
- [5] K. Haeri and N. Afshar, "Tracking Fuzzy Control for 3 Degree of Freedom Table," Presented at the Third Conference of Electrical Engineering of Iran, Iran, Tehran, University of Science & Technology, 1993. [Online]. Available: <https://library.iut.ac.ir/Inventory/101/33618.htm>.
- [6] Z. Gao, Z. Miao, X. Wang, and X. Wang, "Three Axis Electronic Flight Motion Simulator Real Time Control System Design and Implementation," *Review of Scientific Instruments*, Vol. 85, No. 12, p. 125114, 2014, doi: <https://doi.org/10.1063/1.4903980>.
- [7] Z. Miao, C. Wei, Z. Gao, and X. Wang, "Active Coupling Suppression and Real-time Control System Design and Implementation for Three-axis Electronic Flight Motion Simulator," *Transactions of the Institute of Measurement and Control*, Vol. 40, No. 4, pp. 1352-1361, 2018, doi: <https://doi.org/10.1177/0142331216683771>.
- [8] T. Karbasi and A. Kashaninia, "Multivariable Nonlinear Control of a Three-degree-of-freedom Flight Simulator using Sliding Mode Control," Presented at the 14th Student

Conference of Electrical Engineering of Iran, Iran, Kermanshah, Kermanshah University of Technology, 2011. [Online]. Available: <https://civilica.com/doc/121598/>.

[9] X. Yue, M. Vilathgamuwa, K. Tseng, and N. Nagarajan, "Modeling and Robust Adaptive Control of a 3-axis Motion Simulator," in *Conference Record of the 2001 IEEE Industry Applications Conference. 36th IAS Annual Meeting (Cat. No. 01CH37248)*, 2001, Vol. 1: IEEE, pp. 553-560, doi: <https://doi.org/10.1109/IAS.2001.955475>.

[10] X. Yue, D. M. Vilathgamuwa, K. Tseng, and N. Nagarajan, "Robust Adaptive Control of a 3-Axis Motion Simulator for Instruments Testing," in *2002 IEEE 33rd Annual IEEE Power Electronics Specialists Conference. Proceedings (Cat. No. 02CH37289)*, 2002, Vol. 2: IEEE, pp. 552-557, doi: <https://doi.org/10.1109/PSEC.2002.1022511>.

[11] M. S. Mirzajani Darestani, S. Z. Mosavi, and P. Amiri, "Presenting a Method to Evaluate and Test the Sign Parameters on Two Degrees of Freedom Servomechanism Stabilized by Gyroscope," Presented at the National Conference on Electrical Engineering, Telecommunications and Sustainable Development, Iran, Mashhad, Khavaran Institute of Higher Education, 2014. [Online]. Available: <https://civilica.com/doc/346467/>.

[12] M. Mohammadian and A. H. Rabiee, "Disturbance Rejection of Three-axis Gimbal Mechanism using PSO-optimized Fuzzy-PID Controller," *Journal of Theoretical and Applied Vibration and Acoustics*, Vol. 6, No. 2, pp. 301-324, 2020, doi: <http://dx.doi.org/10.22064/tava.2021.124105.1162>.

[13] Y. Chen, H. Chu, T. Sun, L. Guo, and F. Zhang, "Two-axis Gimbal Platform Controller Design in Finite Time Application Occasions: LMI Approach," *Optik*, Vol. 158, pp. 831-841, 2018, doi: <https://doi.org/10.1016/j.ijleo.2017.12.172>.

[14] D.-H. Lee, D.-Q. Tran, Y.-B. Kim, and S. Chakir, "A Robust Double Active Control System Design for Disturbance Suppression of a Two-axis Gimbal System," *Electronics*, Vol. 9, No. 10, p. 1638, 2020, doi: <https://doi.org/10.3390/electronics9101638>.

[15] A. Altan and R. Hacıoğlu, "Model Predictive Control of Three-axis Gimbal System Mounted on UAV for Real-time Target Tracking under External Disturbances," *Mechanical Systems and Signal Processing*, Vol. 138, p. 106548, 2020, doi: <https://doi.org/10.1016/j.ymsp.2019.106548>.

[16] D. Wenxiang, Y. Jianyong, J. Zongxia, and L. Xiaochao, "High Dynamic Output Feedback Robust Control of Hydraulic Flight Motion Simulator using a Novel Cascaded Extended State Observer," *Chinese Journal of Aeronautics*, Vol. 35, No. 7, pp. 300-309, 2022, doi: <https://doi.org/10.1016/j.cja.2021.07.013>.

[17] D. Sui, S. Zhao, T. Wang, Y. Liu, Y. Zhu, and J. Zhao, "Design of a Bio-inspired Extensible Continuum Manipulator with Variable Stiffness," *Journal of Bionic Engineering*, pp. 1-14, 2022, doi: <https://doi.org/10.1007/s42235-022-00213-0>.

[18] B. Yan, P. Cheng, and C. Cai, "Aerodynamic Structural Design and Control for a New Miniature Coaxial Dual-rotor Unmanned Aerial Vehicle," *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part I: Journal of Systems and Control Engineering*, Vol. 237, No. 8, pp. 1335-1348, 2023, doi: <https://doi.org/10.1177/09596518231158681>.

- [19] N. Lewis, S. Cole, E. Glossbrenner, and C. Vest, "Friction, Wear, and Noise of Slip Ring and Brush Contacts for Synchronous Satellite use," *IEEE Transactions on Parts, Hybrids, and Packaging*, Vol. 9, No. 1, pp. 15-22, 1973, doi: <https://doi.org/10.1109/TPHP.1973.1136708>.
- [20] Z. Yao-Lin, Z. Gao-Qiang, Z. Lei, and X. Jin, "Design of Wireless Multi-point Temperature Transmission system based on nRF24L01," in *2011 International Conference on Business Management and Electronic Information*, 2011, Vol. 3: IEEE, pp. 780-783, doi: <https://doi.org/10.1109/ICBMEI.2011.5920375>.
- [21] D. E. Bittner, "Advances in MEMS IMU Cluster Technology for Small Satellite Applications," M.S. Thesis, Benjamin M. Statler College of Engineering and Mineral Resources of West Virginia University, Morgantown, 2015. [Online]. Available: <https://researchrepository.wvu.edu/etd/5216/>.
- [22] P. H. Zipfel, *Modeling and Simulation of Aerospace Vehicle Dynamics*, 2th ed. Reston, Virginia: AIAA Education Series, 2007. [Online]. Available: <https://doi.org/10.2514/4.862182>.
- [23] S. Goyanes *et al.*, "Yield and Internal Stresses in Aluminum Filled Epoxy Resin. A Compression Test and Positron Annihilation Analysis," *Polymer*, Vol. 44, No. 11, pp. 3193-3199, 2003, doi: [https://doi.org/10.1016/S0032-3861\(03\)00229-5](https://doi.org/10.1016/S0032-3861(03)00229-5).

Design and Simulation of a Five Degree of Freedom Set included Simulator and Gimbaled Seeker

Navid Bizhe

M.Sc., Department of Mechanical Engineering, University of Isfahan, Isfahan, Iran
navidbizhe@gmail.com

*Corresponding author: **Hamed Shahbazi**

Assistant Professor, Department of Mechanical Engineering, University of Isfahan, Isfahan, Iran
shahbazi@eng.ui.ac.ir

Mahdi Mortazavi Bak

Associate Professor, Department of Mechanical Engineering, University of Isfahan, Isfahan, Iran
m.mortazavi@eng.ui.ac.ir

Abstract

In the test of flying object systems, hardware is used in the loop and activation of angular sensors with the help of a three-degree simulator table with a gimbal mechanism. With the development of the use of light and inexpensive sensors, the need to design a simulator table with three degrees of freedom inexpensive and low weight is evident. In this paper, a cheap, at the same time accurate and practical simulation table with Gimbal seeker test capability is designed and optimized. After extracting equations, according to the high uncertainty due to load changes, the design, simulation and optimization of the collection was done by removing and improving the constituent elements, in this way, this tool has the appropriate performance capability in the most optimal and cheapest case. In the present design, the maximum load of the simulator was reduced and instead of using a slip ring, a conventional roller bearing was used to eliminate the noise caused by the slip ring in addition to the lower price. The motors were changed from AC to DC, and the workspace and visibility of gimbal seeker were taken into account during the design. In addition, type of communication was changed to wireless and the method of power supply was changed to the use of batteries. To analyze the stress, deflection and torque of the motors, simulator in Adams software was modeled and the final design was designed and assembled by CATIA software.

Keywords: Three degree of freedom simulator table, Gimbaled seeker, Control, Aerospace