

## طراحی بهینه جاذب شوک $MR$ برای ارابه فرود هواپیما

علیرضا پورموید\*<sup>۱</sup>، کرامت ملک زاده فرد<sup>۲</sup>، محمد علی رنجبر<sup>۱</sup>

۱- استادیار، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه پدافند هوایی خاتم الانبیاء(ص)، تهران، ایران

۲- استاد، دانشکده مهندسی هوافضا، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، تهران، ایران

(دریافت مقاله: ۱۴۰۰/۰۵/۰۱ تاریخ پذیرش: ۱۴۰۰/۰۶/۰۵)

### چکیده

در پژوهش حاضر به طراحی بهینه یک جاذب شوک نیمه فعال مجهز به شیر  $MR$  به منظور کاربرد در ارابه فرود اصلی هواپیما پرداخته می‌شود. در فاز اول این طراحی، ابتدا در حالت غیر فعال بودن جاذب و بر مبنای معیار طراحی نمودار نیرو - جابجایی و در نظر گرفتن یک مقدار بیشینه فشار گاز، ابعاد سیلندر اصلی، سیلندر پیستون، عرض اوریفیس، شعاع و طول شیر مشخص می‌گردند. در ادامه و در فاز دوم طراحی، با استفاده از اطلاعات به دست آمده در فاز اول و بر مبنای معیارهای عملکردی شیر  $MR$  و اصل عدم اشباع مغناطیسی شیر در استفاده حداکثری از ظرفیت کاری سیال  $MR$ ، طراحی بهینه شیر  $MR$  در حجم ثابت شیر و حالت فعال بودن جاذب شوک صورت می‌پذیرد. در مسیر طراحی اثر پارامترهای هندسی بر روی نیروی جاذب شوک نیز مورد بررسی قرار گرفته و نشان داده می‌شود که عرض اوریفیس مؤثرترین و حساس‌ترین پارامتر هندسی در این رابطه می‌باشد. طراحی بهینه جاذب شوک  $MR$  ارابه فرود اصلی هواپیما بر اساس معیارهای عملکردی شیر  $MR$  و همچنین بررسی اثر پارامترهای هندسی شیر  $MR$  بر روی نیروهای جاذب شوک و خواص مغناطیسی شیر از جمله نوآوری‌های پژوهش حاضر می‌باشد. با توجه به اهمیت و کاربرد جاذب شوک  $MR$ ، نتایج و دست‌آوردهای پژوهش حاضر می‌تواند علاوه بر مورد خاص مورد مطالعه یعنی ارابه فرود هواپیما، در سایر صنایع نیز مورد استفاده قرار گیرد.

واژه‌های کلیدی: جاذب شوک، جاذب شوک  $MR$ ، ارابه فرود هواپیما، طراحی بهینه

## Optimum design of $MR$ oleopneumatic shock absorber for airplane landing gear

Ali Reza Pourmoayed, Keramat Malekzadeh Fard and Mohammad Ali Rangbar

### Abstract

In the present study, optimum design of a semi-active oleopneumatic shock absorber equipped with  $MR$  valve in order to use in the airplane main landing gear will be discussed. In the first phase of design, based on the force-displacement diagram design criterion and considering a maximum value of gas pressure, dimensions of the main cylinder, piston cylinder, orifice width, valve radius, and length are determined in the passive state of shock absorber. In the following and in the second phase of design, by the use of obtained information from the first phase, and according to performance criteria of  $MR$  valve and the principle of using the maximum working capacity of  $MR$  fluid without magnetic saturation of  $MR$  valve, the optimum design of  $MR$  valve in the constant volume and the active state of shock absorber will be done. In the design procedure, the effect of geometric parameters on shock absorber force is also examined and will be shown that orifice width is the most effective and sensitive geometric parameter in this regard. Optimum design of airplane main landing gear  $MR$  shock absorber based on performance criteria of  $MR$  valve and investigating the effect of  $MR$  valve parameters on shock absorber forces and magnetic properties of valve are the novelties of this research. Due to the importance and the application of  $MR$  shock absorber, the results and the achievements of the present study can be used in other industries, in addition to the airplane landing gear as a specific case study.

**Key words:** Oleopneumatic shock absorber,  $MR$  shock absorber, Airplane landing gear, Optimum design

## مقدمه

در یک هواپیما اعمال حرکت بر روی باند، فرود و توقف به واسطه‌ی ارابه فرود و اجزای اصلی تشکیل‌دهنده‌ی آن شامل مجموعه چرخ و تایر، جاذب شوک و ترمزها صورت می‌پذیرد. از این رو ارابه فرود از جمله سیستم‌های حیاتی یک هواپیما می‌باشد که نقش قابل توجهی در ایمنی هواپیما علی‌الخصوص در مرحله‌ی فرود بازی می‌کند. در هنگام فرود انرژی ضربه و سایر نیروهای مربوطه به واسطه ارابه فرود از زمین به بدنه منتقل می‌شود که به منظور جلوگیری از آسیب ساختاری این انرژی باید تضعیف شود. جاذب شوک به عنوان یک جزء اصلی ارابه فرود وظیفه‌ی تضعیف عمده‌ی این انرژی را بر عهده دارد. رایج‌ترین نوع جاذب شوک مورد استفاده در ارابه فرود جاذب شوک اولئوپنوماتیک<sup>۱</sup> می‌باشد که در ساختار و عملکرد آن از سیال (روغن) و گاز استفاده می‌شود. نوع دیگر جاذب شوک که در هواپیماهای سبک و عمدتاً قدیمی استفاده شده است جاذب‌های به اصطلاح مکانیکی می‌باشد که در آن‌ها فنرهای فولادی وظیفه‌ی تضعیف انرژی را بر عهده دارند.

نحوه‌ی کار جاذب‌های شوک بدین صورت می‌باشد که با حرکت جاذب سیال از طریق اوریفیس<sup>۲</sup> از محفظه‌ی پایین وارد محفظه‌ی بالا شده و در کنار اتلاف انرژی در اثر این حرکت سیال، گاز موجود در محفظه‌ی بالا را که عموماً هوای خشک و یا گاز نیتروژن است، فشرده می‌کند. اگرچه وجود اوریفیس برای اتلاف انرژی کافی می‌باشد، اما به منظور ایجاد یک کنترل نیمه فعال در عملکرد جاذب شوک از پینی با سطح مقطع متغیر به نام پین متری در ساختار این جاذب استفاده می‌شود که به موجب آن سطح اوریفیس و در واقع مقدار عبور سیال از اوریفیس متناسب با میزان حرکت جاذب شوک تغییر کرده و بهبود کارایی را به همراه دارد.

یک روش و رویکرد جدید در برقراری یک کنترل نیمه فعال در جاذب‌های شوک استفاده از سیالات هوشمند مگنتورئولوژ<sup>۳</sup> و الکتورئولوژ<sup>۴</sup> می‌باشد. مشخصه‌ی اصلی این سیالات متغیر بودن ویسکوزیته آن‌ها می‌باشد به گونه‌ای که این تغییرات در سیالات *MR* تحت تأثیر تغییرات میدان مغناطیسی و در سیالات *ER* تحت تأثیر تغییرات میدان الکتریکی ایجاد می‌شود و این قابلیت امکان برقراری کنترل نیمه فعال را با استفاده از این سیالات فراهم می‌کند. در هر دو این سیالات ایجاد دو قطب متضاد سبب تشکیل زنجیره‌ای از ذرات درون

سیال شده و در نتیجه سبب تغییر در ویسکوزیته سیال می‌شود. سیالات *MR* در مقایسه با سیالات *ER* نیازمند منبع ولتاژ پایین‌تری بوده و همچنین محدوده‌ی دمای کاری آن‌ها، بین ۴۰- تا ۱۵۰ درجه سانتی‌گراد، بیشتر از سیالات *ER* بوده و از این رو سیالات *MR* گزینه‌های کاری مناسب‌تری خصوصاً در کاربردهای مرتبط با صنایع هوایی می‌باشند [۱]. همچنین برگشت‌پذیری، پیوسته بودن و میزان قابل توجه تغییرات در کنار پاسخ سریع آن‌ها را به گزینه‌های مناسبی برای کاربردهای ارتعاشاتی و کنترلی تبدیل کرده است. از این رو جاذب‌های مبتنی بر آن‌ها دارای کاربرد در صنایع مختلف از قبیل خودروسازی، هوایی، عمران، ساختمان‌سازی و همچنین علوم پزشکی هستند.

روس و ادسون [۲] از اولین کسانی هستند که سیستم کنترل فعال را برای ارابه‌ی فرود یک هواپیمای جنگنده طراحی کرده‌اند. هدف آن‌ها تضعیف ضربه‌ی فرود در طول تماس با زمین و همچنین هنگام عبور از مسیرهای آسیب دیده از بمباران بوده است. دنیلز [۳] روشی را برای مدل‌سازی و شبیه‌سازی ارابه فرود هواپیمای جنگنده *A6-Intruder* ارائه کرده است. در یک پژوهش دیگر هورتا و همکاران [۴] کار انجام شده توسط دنیلز [۳] را با اعمال کنترل فعال به آن، تعمیم داده‌اند. به منظور کنترل فعال حرکت ارابه فرود، از دو مخزن فشار بالا و فشار پایین در ارتباط با شیر با قابلیت کنترل الکترونیکی استفاده شده است تا مقدار سیال هیدرولیکی جاذب شوک تنظیم شود. در کنترل فعال سیستم ارابه فرود، فنر و میراکننده با تحریک‌کننده‌های هیدرولیکی با عملکرد بالا و حاوی شیر و منبع تغذیه هیدرولیکی، جایگزین می‌شوند. استفاده از سیستم ارابه فرود با قابلیت کنترل فعال موجب پیچیدگی سیستم و افزایش قابل توجه وزن که یک معیار طراحی بسیار مهم و حساس در طراحی هواپیما می‌باشد، می‌شود. کاربرد سیستم کنترل نیمه فعال در هواپیماها توسط چوی و ورلی [۵] مطالعه شده است. آن‌ها اثر بخشی سیستم‌های ارابه فرود با سیال‌های *MR* و *ER* را بر روی کم کردن ضربه‌ی فرود بررسی کرده‌اند. آن‌ها نشان داده‌اند که شتاب و جابجایی جاذب شوک را می‌توان با به کارگیری یک کنترل‌کننده لغزشی قوی در سیستم ارابه فرود *MR* و *ER* تضعیف کرد. یک روش طراحی به منظور بهینه کردن ارابه فرود با میراکننده‌ی نیمه فعال *MR* هم از لحاظ عملکرد میرایی و هم از لحاظ عملکرد مدار مغناطیسی توسط باتربی و همکاران [۱] و [۶] ارائه شده است. آن‌ها یک شیر *MR* بهینه را به گونه‌ای طراحی کرده‌اند که

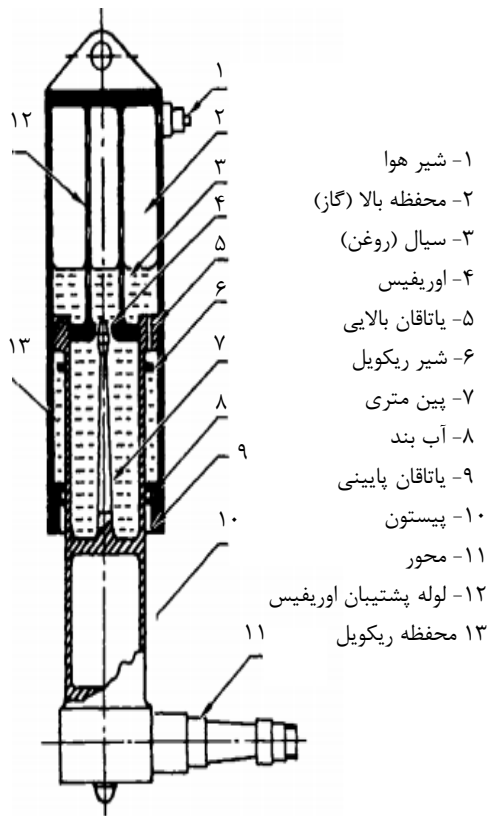
لونگ و همکاران [۱۳] و [۱۴] به منظور بهبود راندمان جاذب شوک MR ارابه فرود هواپیما در شرایط مختلف فرود شامل وزن هواپیما و سرعت سینک، و پارامترهای عدم قطعیت شامل دمای محیط، ضریب میرایی ویسکوز و خطای تخمینی نیروی میرایی، یک الگوریتم کنترلی قدرتمند توسعه داده‌اند. این الگوریتم کنترلی جدید بر مبنای الگوریتم کنترل هیبرید انطباق پذیر<sup>۹</sup> و الگوریتم کنترل اسلایدینگ<sup>۱۰</sup> ارائه شده است و نتایج حاصل شده راندمان بالای جذب انرژی را در شرایط مختلف بیان شده نشان می‌دهد.

بهینه‌سازی پارامترهای هندسی جاذب‌های شوک MR با استفاده از روش المان محدود به همراه روش تاگوچی<sup>۱۱</sup> توسط مانگال و کومار [۱۵] صورت گرفته است. نیروی میرایی جاذب شوک به عنوان تابع هدف در این پژوهش انتخاب شده است. آن‌ها به منظور دستیابی به این هدف، ۱۸ مدل المان محدود را بر اساس آرایه‌های متعامد تاگوچی در نرم‌افزار انسیس توسعه داده‌اند. مانگال و کومار در پژوهش دیگری [۱۶] به منظور بررسی و تعیین مشخصه‌های جاذب‌های شوک MR، یک مدل دوبعدی دارای تقارن محوری را به روش المان محدود و با استفاده از نرم‌افزار انسیس توسعه داده‌اند. با توجه به این که ساختار میراکننده MR یک ساختار صلب دارای تقارن محوری و تحت تأثیر بارگذاری دارای تقارن محوری است، مدل‌سازی دوبعدی المان محدود برای طرح مورد بررسی، قابل قبول و کافی می‌باشد. آن‌ها با ساخت مدل پیشنهادی و آزمایش آن و مقایسه نتایج حاصل از آن‌ها نشان داده‌اند که مدل المان محدود به خوبی رفتار نمونه آزمایشگاهی را از منظر میزان نیروی میراکننده مجسم می‌کند. راشید و همکاران [۱۷] با کمینه کردن محدودیت‌های موجود در جاذب‌های شوک MR مانند ته نشینی سیال MR، مصرف انرژی، افزایش دما، راندمان و عملکرد این جاذب‌های شوک را بهبود بخشیده‌اند. آن‌ها این هدف را با استفاده از شبیه‌سازی المان محدود به کمک نرم‌افزار انسیس دنبال کرده‌اند. فردوس و همکاران [۱۸] با مدل‌سازی ۲ بعدی دارای تقارن محوری و مدل‌سازی ۳ بعدی جاذب‌های شوک MR به روش المان محدود و با استفاده از نرم‌افزار انسیس، پیکربندی‌های مختلف شیر MR، اوریفیس و محفظه‌ی جاذب شوک را شبیه‌سازی کرده و با مقایسه عملکرد آن‌ها، مدل بهینه را ارائه کرده‌اند. پارلاک و همکاران [۱۹] بر اساس توابع هدف یک نیروی میرایی مشخص و بیشینه چگالی شار مغناطیسی، طراحی بهینه

سیستم ارابه فرود غیرفعال می‌تواند به عملکردی بهینه دست‌یافته و رفتار مطلوبی را برای طیف وسیعی از شرایط ضربه از خود نشان دهد. روش طراحی ارائه شده جایگزین کردن صفحه اوریفیس اصلی با شیر MR می‌باشد. هان و همکاران [۷] نوعی جاذب شوک MR را ارائه کرده‌اند که دارای کاربرد در سیستم ارابه فرود هواپیماهای کوچک می‌باشد. آن‌ها ابتدا یک جاذب شوک را که در ارابه فرود هواپیماهای کوچک کاربرد داشته، انتخاب کرده و با آزمایش نیروی میرایی آن، پارامترهای اصلی طراحی را برای جاذب شوک مورد نظر تعیین کرده و سپس بر اساس آن، پیکربندی ساختار جاذب را مشخص کرده‌اند. هان و همکاران در پژوهش دیگری [۸] میراکننده MR پیشنهاد شده در پژوهش [۷] را از منظر کنترل راندمان فرود هواپیما با استفاده از دو کنترل‌کننده اسکای هوک و ترکیبی که شامل عملگرهای کنترل نیرو و اسکای هوک می‌باشد، مورد بررسی قرار داده‌اند. همچنین، اثر پارامترهای هسته مغناطیسی جاذب شوک MR بر روی پایداری و راندمان فرود این نوع هواپیماها توسط هان و همکاران [۹] مورد بررسی قرار گرفته است. آن‌ها بدین منظور شش مدل مختلف جاذب شوک MR با پارامترهای طراحی مختلف مرتبط با هسته مغناطیسی را ارائه داده و پایداری و راندمان آن‌ها را مورد ارزیابی قرار داده‌اند. کانگ و همکاران [۱۰] با طراحی یک جاذب شوک MR با دو هسته مغناطیسی برای ارابه فرود اصلی هواپیما، نیروی میرایی مؤثر را کنترل کرده‌اند. آن‌ها از کنترل‌کننده اسکای-گروند<sup>۵</sup> در طرح خود استفاده کرده و با مقایسه این طرح با جاذب غیر فعال نشان داده‌اند که راندمان ارابه فرود با جاذب شوک MR طراحی شده بسیار افزایش پیدا کرده و به راندمان بالای ۹۰ درصد می‌رسد. کانگ و همکاران [۱۱] با مدل‌سازی کامل شش درجه آزادی هواپیمای مجهز به ارابه فرود با جاذب MR، به بررسی عملکرد آن پرداخته‌اند. آن‌ها در گام اول جاذب شوک MR متناسب با نوع هواپیمای مورد بررسی را تعیین کرده و در گام دوم معادلات حرکت مربوطه را با در نظر گرفتن یک مدل کامل شش درجه آزادی استخراج کرده‌اند. آن‌ها در ادامه این پژوهش، راندمان فرود را در سه حالت مختلف غیرفعال، با کنترل‌کننده اسکای هوک<sup>۶</sup>، و با کنترل‌کننده اسکای هوک بهینه شده با کنترل بونسینگ نیمه فعال<sup>۷</sup> مورد ارزیابی قرار داده‌اند. در این پژوهش بیان شده است که راندمان فرود در حرکت‌های رول و پیچ<sup>۸</sup> می‌تواند به صورت قابل توجهی با فعال‌سازی کنترل جاذب MR افزایش پیدا کند [۱۲].

### پیکربندی و معادلات نیرویی جاذب شوک $MR$ و شیر $MR$

در بخش حاضر پیکربندی جاذب شوک  $MR$  و شیر  $MR$  مورد بررسی قرار گرفته و معادلات نیرویی جاذب شوک معرفی می-گردد. در شکل ۱ طرحی از جاذب شوک با پین متری نشان داده شده است که در آن نحوه عملکرد جاذب و پین متری مشخص است.

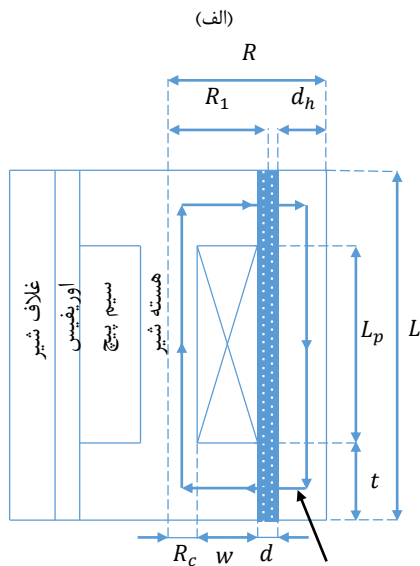
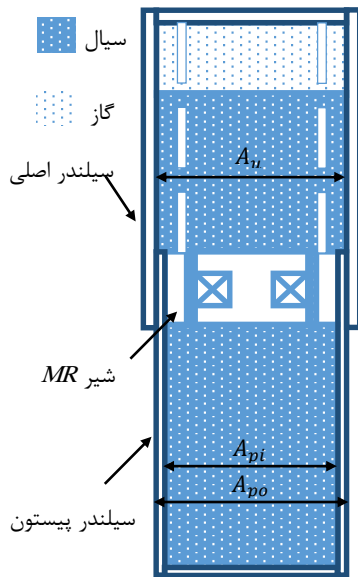


شکل ۱- طرح جاذب شوک با پین متری [۲۲]

در شکل (۲-الف) طرح‌واره‌ی جاذب شوک مجهز به شیر  $MR$  و در شکل (۲-ب) طرح‌واره‌ی شیر  $MR$  تک سیم‌پیچ به همراه مشخصات هندسی آن‌ها ارائه شده است. همان‌طور که در شکل (۲-الف) مشاهده می‌شود جاذب شوک از سه بخش اصلی به نام سیلندر اصلی، شیر  $MR$  و سیلندر پیستون تشکیل شده است. اتلاف انرژی در شیر  $MR$  فعال از دو بخش تشکیل می‌شود. اتلاف انرژی در اثر ویسکوزیته پایه سیال (نیروی میرایی ویسکوز،  $F_0$ ) و اتلاف انرژی در اثر تنش تسلیم وابسته به میدان مغناطیسی در ناحیه فعال شیر (نیروی میرایی  $MR$ ،  $F_{MR}$ ). ناحیه فعال شیر ناحیه به طول  $2t$  در شکل (۲-ب) می‌باشد که در آن

جاذب شوک  $MR$  را ارائه کرده‌اند. از روش‌های المان محدود، تحلیل الکترومغناطیسی میدان مغناطیسی و همچنین تحلیل دینامیک سیالات محاسباتی جریان سیال بدین منظور استفاده شده است. یک روش تحلیلی برای طراحی بهینه شیر  $MR$  که دارای حجم مقید شده است، توسط روسنفلد و ورلی [۲۰] ارائه شده است که بر مبنای فرض چگالی شار مغناطیسی ثابت می-باشد. آن‌ها همچنین شیر  $MR$  بهینه‌شده را با شیر  $ER$  معادل آن‌ها که دارای ابعاد هندسی یکسانی هستند، مقایسه کرده‌اند. آن‌ها نشان داده‌اند که جاذب شوک  $MR$  دارای ضریب میرایی بزرگ‌تری نسبت به جاذب شوک  $ER$  معادل آن هستند. گاوین و همکاران [۲۱] با در نظر گرفتن کمترین مصرف توان و کمینه ثابت زمانی القاء، یک طرح بهینه را برای جاذب شوک  $MR$  ارائه کرده‌اند. آن‌ها برای طراحی بهینه پارامترهای مختلفی از قبیل ظرفیت نیرو، مشخصه‌های الکتریکی و ابعاد سیستم را در نظر گرفته‌اند.

هدف اصلی در پژوهش حاضر طراحی بهینه یک جاذب شوک دارای کاربرد در ارابه فرود هواپیما می‌باشد که در آن بجای استفاده از صفحه‌ی اوریفیس و پین متری از سیال  $MR$  و شیر  $MR$  برای اعمال کنترل نیمه فعال استفاده می‌شود. این طراحی از دو فاز اصلی تشکیل شده است، در فاز اول ابتدا جاذب شوک در حالت غیرفعال طراحی می‌شود و با مشخص شدن ابعاد هندسی سیلندر اصلی، سیلندر پیستون، شعاع شیر، طول شیر و عرض اوریفیس، در فاز دوم طراحی بهینه شیر  $MR$  در حجم ثابت شیر یعنی طول و شعاع ثابت شیر آغاز می‌گردد. طراحی جاذب شوک  $MR$  برای ارابه فرود اصلی هواپیما  $A6-Intruder$  با استفاده از معیار نمودار نیرو- جابجایی، طراحی بهینه جاذب شوک  $MR$  ارابه فرود اصلی هواپیما بر اساس معیارهای عملکردی شیر  $MR$  و همچنین بررسی اثر پارامترهای هندسی شیر  $MR$  بر روی نیروهای جاذب شوک و خواص مغناطیسی شیر از نوآوری‌های پژوهش حاضر می‌باشد. با توجه به اهمیت و کاربرد جاذب‌های شوک، نتایج و دست‌آوردهای پژوهش حاضر می‌تواند علاوه بر زمینه خاص مورد مطالعه یعنی ارابه فرود هواپیما، در سایر صنایع نیز مورد استفاده قرار گیرد.



(ب)

شکل ۲- طرح‌واره (الف) جاذب شوک MR و (ب) شیر تک  
سیم‌پیچ MR [۱]

با مشخص شدن نیروهای جاذب شوک در بخش بعد معادلات  
نیرویی و مدل‌سازی دینامیکی ارابه فرود هواپیما ارائه می‌شود.

خطوط شار مغناطیسی، سیال گذرنده از اوریفیس را تحت تأثیر  
قرار می‌دهد. این دو نیروی میرایی به صورت زیر تعریف می‌شوند  
[۲۳]:

$$F_{vis} = \frac{6\eta LA_f^2 \dot{x}_s}{\pi R_1 d^3} \quad (1)$$

$$F_{MR} = 2cn_s \frac{t}{d} \tau_y A_f \quad (2)$$

در روابط (۱) و (۲) ویسکوزیته پایه سیال MR،  $L$  طول  
شیر،  $A_f$  سطح مؤثر سیال برابر با سطح مقطع داخلی سیلندر  
پیستون  $A_{pi}$ ،  $\dot{x}$  سرعت جاذب شوک،  $R_1$  شعاع متوسط اوریفیس،  
 $d$  عرض اوریفیس،  $t$  طول ناحیه فعال،  $\tau_y$  تنش برشی سیال و  
 $n_s$  تعداد سیم‌پیچ‌ها می‌باشد. همچنین ضریب  $c$  ضریبی است  
که به پروفیل سرعت وابسته بوده و به صورت تقریبی زیر، تخمین  
زده شود [۲۳]:

$$c = 2.07 + 12A_f \frac{\dot{x}_s \eta}{12A_f \dot{x}_s \eta + 0.8\pi R_1 d^2 \tau_y} \quad (3)$$

نیروی حاصل از فشردگی گاز که به نام نیروی فنرگازی  
شناخته می‌شود بر اساس قانون پلی‌تروپیک گازها به صورت زیر  
محاسبه می‌شود [۲۴]:

$$F_{gas} = A_g P_{ge} \left( \frac{V_{ge}}{V_{ge} - A_g x_s} \right)^n \quad (4)$$

که  $P_{ge}$  و  $V_{ge}$  به ترتیب فشار و حجم گاز در حالت  
بازشدگی کامل،  $n$  توان پلی‌تروپیک،  $x_s$  کورس جاذب و  $A_g$   
سطح مؤثر گاز برابر با سطح مقطع خارجی سیلندر پیستون  
می‌باشد. برای محاسبه‌ی فشار و حجم گاز در حالت بازشدگی  
کامل از مجموعه روابط ارائه شده در جدول ۱ استفاده می‌شود  
[۲۲]. در این جدول  $W_u$  نیروی وزن بخشی از جرم هواپیما که  
بر روی ارابه فرود قرار می‌گیرد،  $C-S$  نسبت تراکم حالت فشردگی  
کامل به حالت استاتیک،  $S-E$  نسبت تراکم حالت استاتیک به  
حالت بازشدگی کامل و  $S$  کورس کلی جاذب می‌باشد.

جدول ۱- مجموعه روابط حاکم در محاسبه‌ی فشار و حجم گاز [۲۲]

توضیحات	رابطه
فشار گاز در حالت استاتیک	$P_{gs} = W_u / A_g$
فشار گاز در حالت فشرده‌گی کامل	$P_{gc} = C_s \times P_{gs}$
فشار گاز در حالت بازشدگی کامل	$P_{ge} = P_{gs} / S_E$
حجم جابجا شده در کورس کلی	$D = V_{ge} - V_{gc} = S \times A_g$
حجم گاز در حالت بازشدگی کامل	$V_{ge} = \frac{(P_{gc} / P_{ge})^{1/n} \times D}{\left( (P_{gc} / P_{ge})^{1/n} - 1 \right)}$
حجم گاز در حالت استاتیک	$V_{gs} = (P_{ge} / P_{gs})^{1/n} \times V_{ge}$
حجم گاز در حالت فشرده‌گی کامل	$V_{gc} = V_{ge} - D$

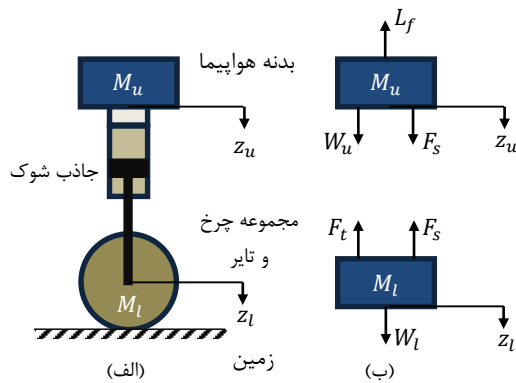
نیروی لیفت  $L_f$  نیرویی است که در اثر حرکت هوا بر روی بال-های هواپیما ایجاد می‌شود و جهت آن رو به بالاست. این نیرو به صورت تابعی از زمان  $t \geq 0$  به صورت زیر توصیف می‌شود [۵]:

$$L_f = [1.2 - 0.9 \tanh(3t)](W_u + W_l) \quad (7)$$

نیروی تایلر  $F_t$  عبارت است از [۲۴]:

$$F_t = k_t z_l + c_t \dot{z}_l \quad (8)$$

که  $k_t$  ضریب سفتی و  $c_t$  ضریب میرایی تایلر است.



شکل ۳- (الف) طرح‌واره‌ی ارابه فرود هواپیما و (ب) نمودار آزاد نیرویی آن

$F_s$  مجموع نیروهای ویسکوز  $F_{vis}$ ، نیروی  $F_{MR}$  و نیروی فنر گازی  $F_{gas}$  می‌باشد و با توجه به معادلات (۱)، (۲) و (۴) به صورت زیر تعریف می‌شود:

$$F_s = F_{vis} + F_{MR} \operatorname{sgn}(\dot{z}_u - \dot{z}_l) + F_{gas} \\ = \frac{6\eta L A_f^2 (\dot{z}_u - \dot{z}_l)}{\pi R_l d^3} + 2c_n s \frac{t}{d} \tau_y A_f (\dot{z}_u - \dot{z}_l) \\ + A_g P_{gs} \left( \frac{V_{ge}}{V_{ge} - A_g x_s} \right)^n \quad (9)$$

در رابطه (۹) تابع  $\operatorname{sgn}(\dot{z}_u - \dot{z}_l)$  تابع علامت است که به منظور در نظر گرفتن حرکت رفت و برگشتی پیستون در نیروی  $F_{MR}$  ضرب شده است. با جایگذاری معادلات (۷) تا (۹) در معادلات (۵) و (۶) سیستم معادلات نیرویی دو درجه آزادی ارابه فرود استخراج می‌شود. با توجه به این که مسائل دینامیکی از نوع مسائل مقدار اولیه وابسته به زمان هستند برای حل آن‌ها

### معادلات نیرویی و مدل‌سازی دینامیکی ارابه فرود هواپیما

در بخش حاضر معادلات دینامیکی حاکم بر حرکت ارابه فرود هواپیما استخراج شده و حل می‌گردند. در شکل ۳ طرح-واره‌ی ارابه فرود هواپیما به همراه نمودار آزاد نیرویی آن نشان داده شده است. با توجه شکل ۳ و استفاده از قانون دوم حرکت نیوتن معادلات دینامیکی حاکم بر حرکت ارابه فرود که یک سیستم دو درجه آزادی می‌باشد به صورت زیر به دست می‌آید:

$$M_u \ddot{z}_u = W_u - L_f - F_s \quad (5)$$

$$M_l \ddot{z}_l = W_l - F_t + F_s \quad (6)$$

در رابطه (۵) بخشی از جرم هواپیما که بر روی ارابه فرود قرار می‌گیرد، می‌باشد و  $W_u = M_u g$  نیز نیروی وزن آن می‌باشد که  $g = 9.81 \text{ m/s}^2$  شتاب گرانش زمین است. به همین صورت  $M_l$  و  $W_l = M_l g$  نیز به ترتیب جرم مجموعه چرخ و تایلر و نیروی وزن آن می‌باشد.  $z_u$  جابجایی جرم بالا و  $z_l$  جابجایی جرم پایین است. همچنین  $L_f$  نیروی لیفت،  $F_s$  نیروی جاذب شوک  $MR$  و  $F_t$  نیروی تایلر است. این نیروها در ادامه تعریف می‌شوند.

این مقدار شتاب بحرانی برسد که این زمان همان زمان  $t = t_d$  است. در نهایت سیستم دو درجه آزادی با شرایط اولیه حاصل از سیستم یک درجه آزادی در زمان  $t = t_d$  حل می‌شود. این شرایط اولیه به صورت زیر نتیجه می‌شود [۲۵]:

$$\begin{aligned} z_u(t_d) &= z_l(t_d) = z(t_d) = z_0 \\ \dot{z}_u(t_d) &= \dot{z}_l(t_d) = \dot{z}(t_d) = \dot{z}_0 \end{aligned} \quad (12)$$

در پژوهش حاضر سیستم معادلات دینامیکی بیان شده با کد نویسی در محیط نرم‌افزار متلب و استفاده از حل‌کننده ode45 (مبتنی بر روش رانج-کوتا<sup>۱۲</sup>) حل می‌گردند. اعتبار سنجی نتایج حاصل از حل معادلات دینامیکی در بخش بعد ارائه می‌گردد.

### اعتبار سنجی نتایج

مقایسه‌ی نتایج به دست آمده در یک پژوهش با نتایج ارائه شده در سایر پژوهش‌های مشابه به منظور بررسی صحت و اعتبار نتایج پژوهش موردنظر، از جمله مهم‌ترین بخش‌های یک پژوهش می‌باشد. از این رو در این قسمت اعتبار نتایج مربوط به مدل‌سازی دینامیکی جاذب شوک MR هواپیما در حالت فعال مورد بررسی قرار می‌گیرد.

این اعتبار سنجی که در شکل ۴ ارائه شده است، مربوط به جاذب شوک MR ارابه فرود دماغه‌ی هواپیما I-23 در حالت فعال می‌باشد که توسط باتری [۱] بررسی شده است. این نمونه مورد بررسی دارای مشخصات جرم اصلی بر روی ارابه فرود  $473 \text{ kg}$ ، جرم مجموعه چرخ و تایر  $4/7 \text{ kg}$ ، سرعت سینک  $2/43 \text{ m/s}$ ، فشار اولیه گاز  $9/5 \text{ bar}$ ، حجم اولیه گاز  $170 \text{ cm}^3$ ، مساحت داخلی سیلندر  $10/18 \text{ cm}^2$ ، مساحت خارجی سیلندر  $13/85 \text{ cm}^2$  و ثابت گاز  $1/1$  می‌باشد. همچنین سیال مورد استفاده دارای ویسکوزیته پایه  $0/1 \text{ Pa.s}$  و بیشینه تنش تسلیم  $55 \text{ kPa}$  می‌باشد. شکل ۴ شامل دو نمودار (الف) نیروی کل - زمان (ب) نیروی کل - جابجایی جاذب شوک می‌باشد. نتایج این دو شکل بر اساس مدل‌سازی دینامیکی ارائه شده در بخش قبل به دست آمده‌اند و با توجه به آن‌ها مشاهده می‌شود نتایج به دست آمده از اعتبار کافی برخوردار است.

نیاز به شرایط اولیه است. از آنجایی که سیستم دینامیکی مسأله‌ی حاضر یک سیستم دو درجه آزادی درجه‌ی دو است نیاز به چهار شرط اولیه به صورت  $(z_{u0}, \dot{z}_{u0}, z_{l0}, \dot{z}_{l0})$  داریم که به ترتیب سرعت جابجایی اولیه جرم بالا و سرعت و جابجایی اولیه جرم پایین می‌باشند. نکته‌ای که در تعیین شرایط اولیه باید در نظر گرفته شود فشار اولیه‌ی تورمی (انبساطی) گاز موجود در جاذب شوک،  $P_{gs}$  است که منجر به ایجاد یک نیروی اضافی در جاذب شوک می‌گردد. به عبارت دیگر جاذب شوک در موقعیت کاملاً باز شده در معرض یک نیروی از پیش بارگذاری شده به علت فشار اولیه هوای انباشتگر قرار دارد. تا زمانی که بر این نیرو غلبه نشود، جاذب شوک در لحظه‌ی تماس ارابه فرود با زمین شروع به حرکت نسبی نمی‌کند و در نتیجه کل سیستم به صورت یک سیستم یک درجه آزادی صلب عمل می‌کند. بعد از غلبه بر این نیرو جاذب شوک شروع به حرکت نسبی کرده و سیستم یک درجه آزادی به یک سیستم دو درجه آزادی تبدیل می‌شود. در نتیجه شرایط اولیه این سیستم دو درجه آزادی در لحظه‌ی غلبه بر این نیرو محاسبه می‌شود و نه در لحظه‌ی اولیه‌ی تماس ارابه فرود با زمین [۲۵]. معادله‌ی دینامیکی سیستم یک درجه آزادی در لحظه‌ی تماس ارابه فرود با زمین به صورت زیر می‌باشد [۲۵]:

$$(M_u + M_l)\ddot{z} = (W_u + W_l) - L_f - F_t \quad (10)$$

که  $\ddot{z} = \ddot{z}_u = \ddot{z}_l$  شرایط اولیه برای این سیستم یک درجه آزادی بر اساس سرعت سینک  $v_{sink}(\dot{z}(0))$  مؤلفه‌ی عمودی سرعت در لحظه‌ی تماس ارابه فرود با زمین، تعیین شده و به صورت  $(\dot{z}(0), z(0)) = (v_{sink}, 0)$  می‌باشد. در لحظه‌ی  $t = t_d$  که جاذب شوک شروع به حرکت نسبی می‌کند (یعنی لحظه‌ای که سیستم به سیستم دو درجه آزادی تبدیل می‌شود)، نیروی جاذب برابر است با  $F_s = P_{gs}A_g$  (به معادله‌ی (۹) توجه شود). با جایگذاری این عبارت در معادله‌ی (۵) و توجه به این نکته که  $\ddot{z} = \ddot{z}_u$  می‌توان نتیجه گرفت [۲۵]:

$$\ddot{z}_{t_d} = \frac{W_u - L_f - P_{gs}A_g}{M_u} \quad (11)$$

معادله (۱۱) نشان دهنده‌ی شتاب بحرانی‌ای است که باید از آن فراتر رفت تا جاذب شوک شروع به حرکت نسبی کند و معادله (۱۰) تا زمانی حل می‌شود که مقدار شتاب حاصله به

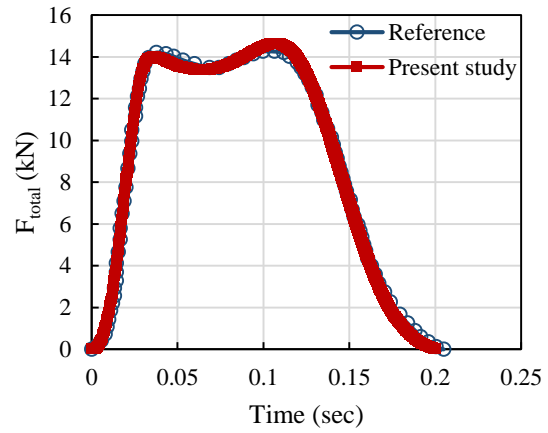
سینک در طراحی  $v_{sink} = 10 \text{ ft/s} \approx 3.0 \text{ m/s}$  در نظر گرفته می‌شود که در عمل به ندرت سرعت سینک به این مقدار می‌رسد [۲۲]. لازم به ذکر است که چیدمان ارابه فرود این جنگنده به صورت سه چرخ می‌باشد که یک ارابه فرود با دو تایر در جلو (ارابه فرود دماغه) و دو ارابه فرود تک تایر در بخش انتهایی جنگنده (ارابه‌های فرود اصلی) قرار دارند و منظور از جرم هواپیما در جدول (۲)، بخشی از جرم کلی هواپیما می‌باشد توسط یکی از ارابه‌های فرود اصلی تحمل می‌شود.

جدول ۲- مشخصات جنگنده A6-Intruder [۳ و ۴] و نمونه مقیاس شده آن

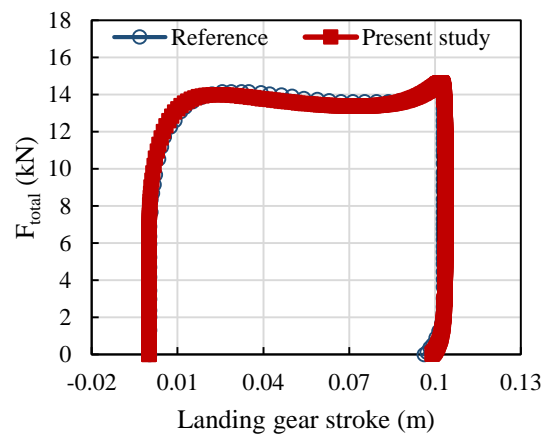
نمونه مقیاس شده	جنگنده A6-Intruder	جرم هواپیما	نمونه مقیاس شده
$M_u (kg)$	۴۸۳۲/۷	جرم هواپیما	۱۲۰۸/۲۰
$M_l (kg)$	۱۴۵/۱	جرم مجموعه چرخ	۳۶/۳۰
$S (mm)$	۳۸۰	کورس کلی	۲۰۳/۲
$C_S (-)$	۳	نسبت حالت فشردگی کامل به حالت استاتیک	۱/۹
$S_E (-)$	۴	نسبت حالت استاتیک به حالت بازشدگی کامل	۲/۱

### روند طراحی جاذب شوک MR

معیار اصلی طراحی در نظر گرفته شده در پژوهش حاضر معیار طراحی به اصطلاح نمودار نیرو - جابجایی می‌باشد. بر مبنای این معیار ابتدا ابعاد هندسی جاذب شوک در حالت غیرفعال به دست آمده و سپس در حالت فعال طراحی شیر MR صورت می‌پذیرد. قبل از تشریح روند طراحی ابتدا معیار طراحی نمودار نیرو- جابجایی توصیف می‌گردد. از جمله نتایج حاصل از مدل‌سازی دینامیکی سیستم که می‌توان از آن به عنوان معیاری برای طراحی جاذب شوک ارابه فرود هواپیما استفاده نمود، نمودار نیرو- جابجایی است. در شکل ۵ نمودار نیرو- زمان و نیرو- جابجایی جاذب شوک در یک پاسخ ضربه‌ی نوعی نشان داده شده است.



(الف)



(ب)

شکل ۴- اعتبار سنجی نتایج پژوهش حاضر با پژوهش باتربی [۱]

### مشخصات هواپیما مورد بررسی

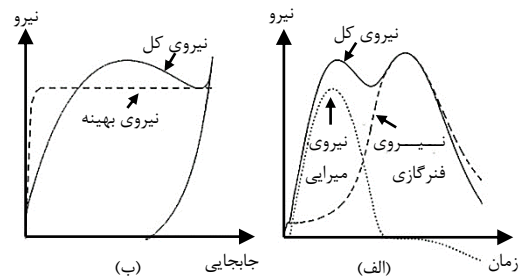
هواپیمای مورد بررسی در پژوهش حاضر نمونه مقیاس شده‌ی هواپیمای جنگنده A6-Intruder می‌باشد. در جدول ۲ مشخصات جنگنده A6-Intruder که بر گرفته از پژوهش‌های هورتا و همکاران [۴] و دنیلز [۳] می‌باشد و مشخصات نمونه مقیاس شده آن که بر مبنای اعمال نسبت یک به چهار به وزن می‌باشد، ارائه شده است. مقدار کورس نمونه‌ی مقیاس شده با توجه به کورس موجود برای هواپیمایی که از نظر وزنی مشابه نمونه مقیاس شده است، تعیین شده است. در مرجع [۲۲] کورس کلی برخی از هواپیماها گزارش شده است. برای نسبت-های تراکم حالت فشردگی کامل به حالت استاتیک (C\_S) حالت استاتیک به حالت بازشدگی کامل (S\_E) با توجه به این که نمونه‌ی مقیاس شده در رده هواپیماهای سبک قرار می‌گیرد، به ترتیب از ضرایب ۱/۹ و ۲/۱ استفاده می‌شود. همچنین سرعت



جابجایی، رفتار عملکردی جاذب شوک در حالت غیرفعال مورد بررسی قرار می‌گیرد. نتایج این بررسی‌ها علاوه بر این که ویژگی‌هایی از جاذب شوک را در اختیار قرار می‌دهد، منجر به برداشتی از چگونگی تأثیر پارامترهای هندسی خارجی بر رفتار جاذب شوک می‌شود که در طراحی نهایی جاذب شوک و تعیین پارامترهای هندسی خارجی آن به کار می‌رود. با تعیین شدن پارامترهای هندسی خارجی جاذب شوک، طراحی بهینه‌ی شیر MR و تعیین پارامترهای هندسی داخلی صورت می‌پذیرد.

### طراحی جاذب شوک MR در حالت غیرفعال

بر اساس مطالب بیان شده بخش قبل، در این بخش پارامترهای هندسی خارجی شامل مساحت‌های  $A_f$  و  $A_g$  که به ترتیب سطوح مؤثر در نیروی فنر گازی و نیروی میرایی سیال هستند، قطر داخلی سیلندر اصلی  $D_{iu}$ ، طول شیر  $L$ ، عرض اوریفیس  $d$  و عرض غلاف  $d_h$  تعیین می‌شوند. طراحی جاذب شوک با بررسی و تعیین قطر مربوط به سطح  $A_g$  آغاز می‌گردد. دلیل این امر تأثیر مقدار این قطر و در واقع مساحت سطح مقطع آن بر روی فشار و حجم گاز می‌باشد. با توجه به مشخص بودن وزن هواپیما، ضرایب تراکم و همچنین میزان کورس جاذب که اطلاعات آن در جدول ۲ ارائه شده است و همچنین بر اساس مجموع معادلات ارائه شده در جدول ۱ برای محاسبه‌ی حجم و فشار گاز، در صورت مشخص بودن سطح مقطع مؤثر در فشار گاز، فشار گاز در هر سه حالت کاملاً باز شده، استاتیک و کاملاً فشرده شده و همچنین حجم گاز در این سه حالت به دست می‌آید. فشار و حجم گاز در حالت کاملاً باز شده فشار و حجم اولیه گاز هستند که برای حل معادلات دینامیکی موردنیاز می‌باشند. همچنین فشار گاز در حالت کاملاً فشرده شده بیشینه مقدار فشار گاز در جاذب شوک می‌باشد که پارامتر بسیار مهمی در طراحی سیلندر اصلی می‌باشد و می‌توان با تعیین یک مقدار بیشینه‌ی مجاز برای آن به عنوان قیدی در طراحی نیز استفاده نمود. قید دیگری که در طراحی و تعیین قطر سیلندر اصلی می‌تواند مفید باشد مربوط به محل قرارگیری جاذب در ارابه فرود است که در پژوهش حاضر امکان استفاده از این قید با توجه به در دسترس نبودن اطلاعات مربوطه امکان‌پذیر نمی‌باشد. همچنین با توجه به طرح‌واره‌ی جاذب شوک که در شکل (۲-الف) نشان داده شده است، با مشخص شدن سطح  $A_g = A_{p0}$  ابعاد سیلندر پیستون، امکان تعیین ابعاد سیلندر اصلی نیز وجود



شکل ۵- (الف) نمودار نیرو - زمان و (ب) نمودار نیرو - جابجایی پاسخ ضربه نوعی یک جاذب شوک [۲۵]

در شکل ۵ نیروی کل جاذب شوک مجموع نیروهای میرایی سیال و فنر گازی است. با توجه به شکل (۵-الف) نیروی میرایی در طول مراحل اولیه‌ی ضربه یعنی هنگامی که سرعت پیستون ماکزیمم است، به بیشترین مقدار خود می‌رسد. نیروی فنر گازی در مرحله‌ی بعد هنگامی که جاذب شوک به حالت فشرده‌ی کامل می‌رسد، به بیشترین مقدار خود می‌رسد. در نتیجه مجموع این نیروها منجر به پاسخی با دو ماکزیمم می‌شود. نمودار نیرو-جابجایی معادل در شکل (۵-ب) نشان داده شده است. هرچه نمودار نیرو - جابجایی، همان طور که در شکل (۵-ب) نشان داده شده است، به شکل مستطیل نزدیک‌تر باشد، جاذب دارای عملکرد بهینه‌تر است. این حالت پایین‌ترین پیک نیروی ممکن را فراهم می‌کند و در نتیجه بارگذاری خستگی را به علت حذف نوسانات نیرو، کاهش می‌دهد [۲۵]. به منظور تشریح روند طراحی پارامترهای هندسی جاذب شوک، این پارامترها در دو دسته‌ی پارامترهای هندسی خارجی و پارامترهای هندسی داخلی در نظر گرفته شده‌اند. پارامترهای هندسی خارجی شامل قطر محفظه‌ی بالا  $D_{iu}$ ، قطر داخلی سیلندر پیستون  $D_{pi}$ ، قطر خارجی آن  $D_{p0}$ ، شعاع شیر  $R$ ، طول شیر  $L$ ، عرض اوریفیس  $d$ ، پارامترهای هندسی داخلی شامل عرض غلاف  $d_h$ ، طول فعال  $t$ ، عرض سیم‌پیچ  $w$  و تعداد سیم‌پیچ‌ها  $n_s$  می‌باشند (به شکل ۲ رجوع شود). همان طور که از این دسته‌بندی مشخص است در واقع پارامترهای هندسی خارجی پارامترهای اثرگذار در عملکرد جاذب شوک در حالت غیرفعال بوده و پارامترهای هندسی داخلی پارامترهای مربوط به شیر MR بوده که مقید به پارامترهای هندسی خارجی شعاع شیر  $R$  و طول شیر  $L$  یعنی مقید به حجم ثابت شیر هستند. بر اساس این تقسیم‌بندی ابتدا با استفاده از اطلاعات ارائه شده در جدول ۲ برای نمونه‌ی مقیاس شده‌ی هواپیمای مورد نظر و بر مبنای معیار طراحی نمودار نیرو-

$$\sigma_{hoop_{max}} = 47.43 \text{MPa}; \quad \sigma_{long_{max}} = 26.32 \text{MPa}$$

$$\sigma_{rad_{max}} = -5 \text{MPa} \quad (14)$$

جدول ۳- انواع تنش‌های موجود در مخازن جدار ضخیم در معرض فشار داخلی P [۲۶]

نوع تنش	تنش در موقعیت r ضخامت	بیشینه مقدار تنش
تنش محیطی	$\sigma_{hoop} = \frac{Pa^2(b^2 + r^2)}{r^2(b^2 - a^2)}$	$\sigma_{hoop_{max}} = \frac{P(b^2 + a^2)}{(b^2 - a^2)}$
تنش طولی	$\sigma_{long} = \frac{Pa^2}{(b^2 - a^2)}$	$\sigma_{hoop_{max}} = \frac{Pa^2}{(b^2 - a^2)}$
تنش شعاعی	$\sigma_{rad} = \frac{-Pa^2(b^2 - r^2)}{r^2(b^2 - a^2)}$	$\sigma_{rad_{max}} = -p$

با مبنا قرار دادن معیار تنش فون میسز<sup>۱۳</sup>، تنش مؤثر به صورت زیر محاسبه می‌شود [۲۷]:

$$\sigma' = \left[ \frac{(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2}{2} \right]^{1/2} \quad (15)$$

که  $\sigma'$  تنش مؤثر فون میسز و  $\sigma_1, \sigma_2$  و  $\sigma_3$  تنش‌های اصلی هستند. با توجه به این که تنش‌های محاسبه شده در رابطه (۱۴) تنش‌های اصلی هستند، با جایگذاری آن‌ها در رابطه (۱۵) تنش مؤثر فون میسز برای سیلندر اصلی به صورت زیر به دست می‌آید:

$$\sigma' = 45.85 \text{MPa} \quad (16)$$

با محاسبه‌ی تنش مؤثر در سیلندر، نوبت به محاسبه‌ی تنش مجاز می‌رسد تا با مقایسه‌ی این دو تنش قابلیت اطمینان سیلندر مشخص شود. بر اساس استاندارد ASME BPVC Section VIII Division I (کد بویلر و مخازن تحت فشار استاندارد ASME) تنش مجاز با در نظر گرفتن ضریب ایمنی به صورت زیر توصیه شده است:

$$S_{all} = \min\left(\frac{2}{3}S_y, \frac{2}{7}S_T\right) \quad (17)$$

دارد. مقدار فشار طراحی در نظر گرفته شده در پژوهش حاضر  $5 \text{bar}$  می‌باشد که مقدار مساحت سطح مقطع  $A_g = 0.0045 \text{m}^2$  یا قطر  $D_{po} = 0.0757 \text{m}$  را نتیجه می‌دهد. با توجه به این که ساخت جاذب شوک طراحی شده در پژوهش حاضر نیز مدنظر است، در کنار مشخص شدن قطر  $D_{po}$  که قطر خارجی سیلندر پیستون است، بررسی لوله‌های آماده موجود در بازار که برای ساخت سیلندر مورد استفاده قرار می‌گیرند نیز مدنظر قرار گرفته است که بر اساس آن لوله‌های با جنس فولاد St52 و قطر داخلی  $0.07$  و ضخامت  $0.005$  متر برای سیلندر پیستون و قطر داخلی  $0.09$  و ضخامت  $0.005$  متر برای سیلندر اصلی انتخاب شده است.

به منظور بررسی سیلندر انتخاب شده از نظر تحمل فشار و قابلیت اطمینان آن از مبحث تحلیل تنش در مخازن تحت فشار استوانه‌ای استفاده می‌شود. برای این منظور ابتدا جدار نازک یا ضخیم بودن سیلندر با استفاده از نسبت شعاع داخلی  $R_{is}$  به ضخامت  $t_s$ ، استفاده می‌شود. اگر  $R_{is} / t_s \geq 10$  مخزن جدار نازک و در غیر این صورت جدار ضخیم می‌باشد. در سیلندر اصلی انتخاب شده که محفظه‌ی انبساط گاز می‌باشد داریم:

$$\frac{R_{is}}{t_s} = \frac{45}{5} = 9 \quad (13)$$

مشاهده می‌شود که با توجه به نسبت به دست آمده سیلندر انتخابی از نوع مخازن جدار ضخیم می‌باشد. تنش‌های اصلی در مخازن جدار ضخیم تنش محیطی (مماسی)  $\sigma_{hoop}$ ، تنش طولی  $\sigma_{long}$  و تنش شعاعی  $\sigma_{rad}$  می‌باشند که روابط این تنش‌ها و حالت بیشینه مقدار آن‌ها برای مخزن در معرض فشار داخلی P در جدول ۳ ارائه شده است [۲۶]. در این جدول شعاع داخلی و شعاع خارجی مخزن (سیلندر) می‌باشد. لازم به ذکر است این تنش‌ها در راستاهای عمود بر هم بوده و در نتیجه تنش‌های اصلی می‌باشند.

با توجه به روابط ارائه شده در جدول ۳، فشار  $P = 50 \text{bar}$  همچنین شعاع و ضخامت سیلندر اصلی که به ترتیب  $R_{is} = 45 \text{mm}$  و  $t_s = 5 \text{mm}$  می‌باشند. بیشینه مقادیر تنش‌های اصلی به صورت زیر به دست می‌آید:

در این عبارت  $S_{all}$  تنش مجاز،  $S_y$  و  $S_T$  به ترتیب استحکام تسلیم و استحکام کششی نهایی جنس سیلندر می‌باشد. برای فولاد St52 با قطر  $80 \leq D_u \leq 100mm$  که جنس و مشخصه‌ی سیلندر موردنظر است، این خواص برابر با  $S_y = 315MPa$  و  $S_T = 490MPa$  می‌باشند [۲۸]. با توجه به این خواص و عبارت رابطه (۱۷)، تنش مجاز به صورت زیر نتیجه می‌شود:

$$S_{all} = 140MPa \quad (18)$$

برای مخازن ساخته شده به روش جوشکاری معیار، ضریبی برای کیفیت جوش با نام کفایت اتصال (J.E.) در نظر گرفته می‌شود که مقدار آن در تنش مجاز اعمال می‌شود. برای بررسی کیفیت جوش از تست غیر مخرب رادیوگرافی (RT) استفاده می‌شود که بسته به نوع انجام این تست این ضریب تغییر می‌کند. در صورتی که هیچ تستی انجام نشود مقدار  $0.7$  برای این ضریب پیشنهاد شده است که در اینجا از این ضریب استفاده می‌شود. از این رو تنش مجاز نهایی به قرار زیر نتیجه می‌شود:

$$S_{all} = 98MPa \quad (19)$$

با مقایسه‌ی تنش مجاز محاسبه شده در عبارت بالا و تنش مؤثر فون میسر محاسبه شده در رابطه (۱۹) مشاهده می‌شود  $\sigma' < S_{all}$  که در نتیجه سیلندر انتخابی برای سیلندر اصلی جاذب شوک از قابلیت اطمینان برخوردار است.

با مشخص شدن قابلیت اطمینان و حصول صحت مقادیر تعیین شده برای سیلندره‌های جاذب شوک، بررسی و تعیین مقادیر پارامترهای باقی‌مانده یعنی طول شیر  $L$ ، عرض اوریفیس  $d$  و عرض غلاف  $d_h$  بر مبنای معیار نمودار نیرو-جابجایی آغاز می‌گردد. لازم به ذکر است این پارامترهای هندسی پارامترهایی هستند که نیروی میرایی به آن‌ها وابسته می‌باشد (به معادله (۱) توجه شود) (پارامتر عرض غلاف  $d_h$  در عبارت  $R_1 = R - d_h - 0.5d$  معادله (۱) وجود دارد و شعاع شیر نیز  $R = 0.5D_{pi}$  می‌باشد). بدین منظور نمودارهای نیرو - جابجایی و نیرو - زمان برای نیروی کل، نیروی میرایی ویسکوز و نیروی فنر گازی برای مقادیر مختلف طول شیر  $L$ ، عرض اوریفیس  $d$  و عرض غلاف  $d_h$  به ترتیب در شکل‌های ۶، ۷ و ۸ برای جاذب شوک ارائه گردیده است. یک نتیجه‌ی کلی که از

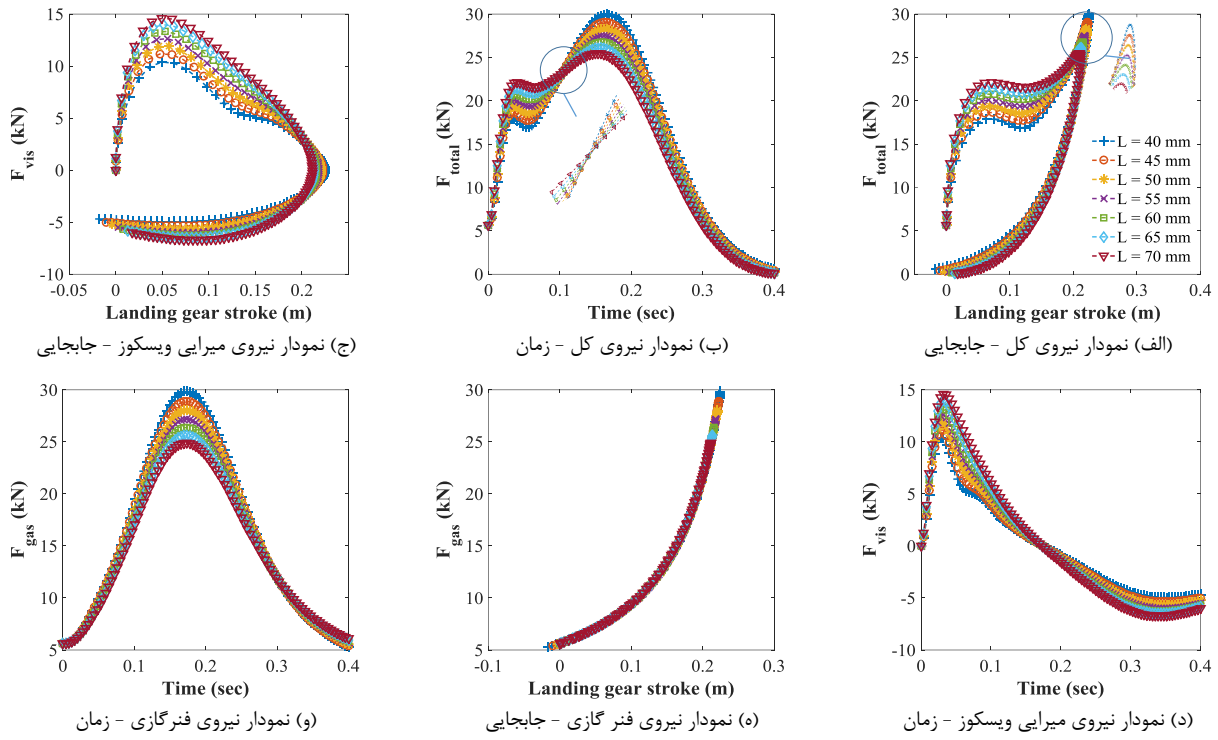
مقایسه‌ی نمودارهای این سه شکل می‌توان گرفت میزان تأثیر آن‌ها بر روی مقادیر نیرو می‌باشد به گونه‌ای که عرض اوریفیس  $d$  دارای بیشترین تأثیر است که علت اصلی آن با توجه به معادله (۱) مرتبه‌ی ۳ بودن توان این پارامتر در نیروی میرایی ویسکوز است. با توجه به نمودار شکل (۶-الف) که نمودار نیروی کل - جابجایی می‌باشد، مشاهده می‌گردد که با افزایش طول شیر  $L$ ، پیک اول نمودار افزایش و پیک دوم آن کاهش می‌یابد که این تغییرات یکنواخت می‌باشد. این تأثیر در شکل (۶-ب) که نمودار نیروی کل - زمان است مشهودتر می‌باشد. آن چنان که در این نمودار مشخص است در یک زمان مشخص روند تغییرات نیرو نسبت به مقادیر طول شیر  $L$  تغییر می‌کند. به عبارت دیگر قبل از این زمان با افزایش طول شیر  $L$  نیروی کل افزایش یافته، در این زمان نمودارها همدیگر را قطع کرده و مقادیر نیروی کل یکسان می‌شود و بعد از این زمان اثر طول شیر  $L$  معکوس شده و با افزایش آن نیروی کل کاهش می‌یابد. به منظور بررسی علت این رفتارها با توجه به این که نیروی کل مجموع نیروهای میرایی ویسکوز و فنرگازی می‌باشد، نمودارهای نیروی میرایی ویسکوز-جابجایی و زمان به ترتیب در شکل (ج) و (د) و نمودارهای نیروی فنرگازی - جابجایی و زمان نیز به ترتیب در شکل (ه) و شکل (و) رسم شده‌اند. با توجه به شکل (ج) می‌توان بیان نمود که افزایش پیک اول نمودار نیروی کل - جابجایی و زمان در اثر افزایش طول شیر  $L$  ناشی از افزایش نیروی میرایی ویسکوز است که با توجه به معادله (۱) و رابطه‌ی مستقیم نیروی میرایی ویسکوز با طول شیر  $L$  این افزایش و یکنواخت بودن آن توجیه‌پذیر است. همچنین مشاهده می‌گردد که هم‌زمان با افزایش نیروی میرایی ویسکوز بیشینه جابجایی جاذب شوک کاهش یافته و در نتیجه مقدار بیشینه‌ی نیروی فنرگازی نیز کاهش می‌یابد که کاهش پیک دوم نمودارهای نیروی کل - جابجایی و زمان بدین علت می‌باشد.

این کاهش بیشینه جابجایی جاذب شوک و نیروی فنر گازی در شکل (ه)، نمودار نیروی فنرگازی - جابجایی، و (و)، نمودار نیروی فنرگازی - زمان، محسوس‌تر می‌باشد. با توجه به این که نیروی فنر گازی بر اساس رابطه‌ی پلی‌تروپیک گازها بیان می‌شود و بیشینه مقدار آن به میزان جابجایی جاذب شوک وابسته است (به معادله (۴) رجوع شود) مشاهده می‌شود که در شکل (ه) نمودار نیروی فنرگازی - جابجایی یک مسیر ثابت را طی می‌کند و تغییرات طول شیر  $L$  این مسیر را عوض نمی‌کند.

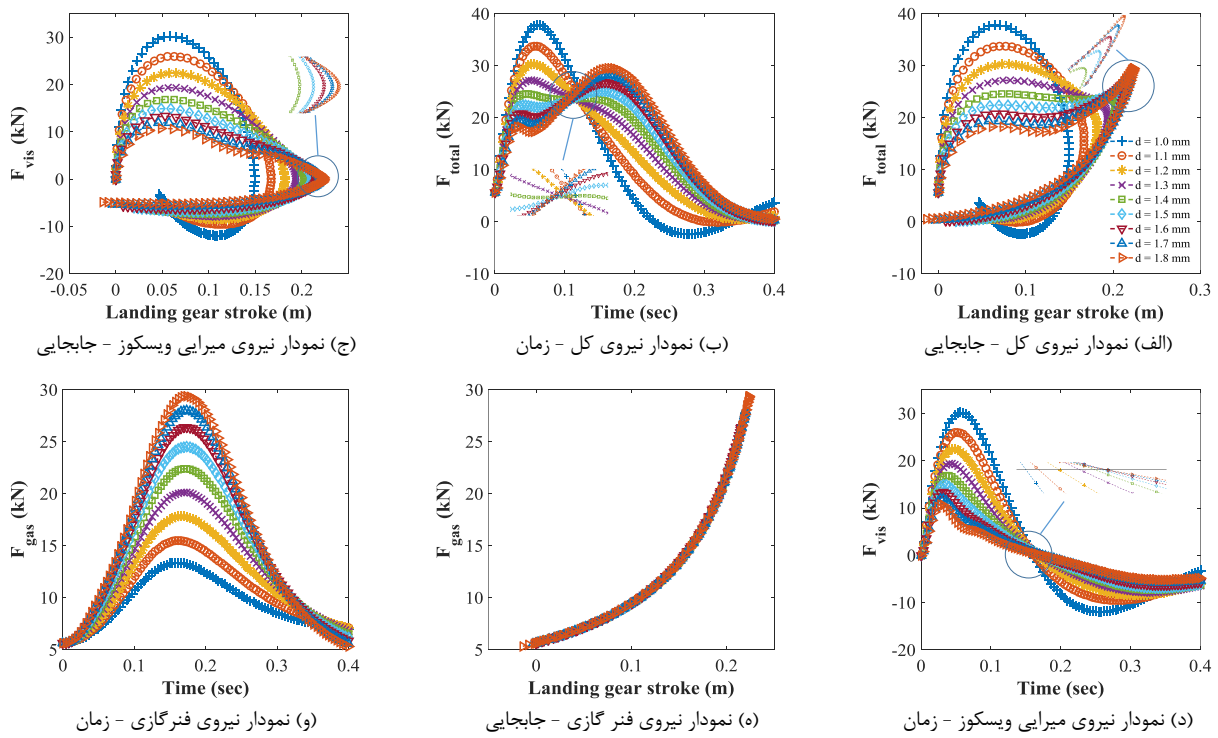
می‌باشد. تأثیر بیان شده بر روی بیشینه مقدار نیروی میرایی ویسکوز برای نیروی فتر گازی بر عکس بوده و با افزایش عرض اوریفیس  $d$  زمان رخداد آن افزایش می‌یابد (به شکل (و) توجه شود). آن چنان که مشاهده شد و بیان گردید تغییرات طول شیر  $L$ ، عرض غلاف  $d_h$  تأثیری در زمان رخدادها ندارند. نکته‌ی قابل توجه و مهم دیگر در ارتباط با تأثیر عرض اوریفیس  $d$  کاهش حساسیت آن با افزایش مقدار آن می‌باشد. به بیان دیگر در مقادیر کوچک عرض اوریفیس  $d$  دقت ساخت باید بسیار بالا باشد زیرا که خطا در اندازه‌های  $0/1$  میلی‌متر نیز می‌تواند تأثیر قابل توجهی بر روی عملکرد جاذب داشته باشد و آن را تحت الشعاع قرار دهد. اما در مقادیر بزرگ‌تر این پارامتر این حساسیت کاهش یافته و اگر خطایی در فرایند ساخت رخ دهد تأثیر قابل توجهی بر روی عملکرد ندارد. از این نتیجه در انتخاب مقدار نهایی این پارامتر که در ادامه مطرح می‌گردد استفاده خواهد شد.

با توجه به بررسی صورت گرفته در ارتباط با پارامترهای هندسی طول شیر  $L$ ، عرض اوریفیس  $d$ ، عرض غلاف  $d_h$  بر روی نیروی جاذب شوک اولئوپنوماتیک و همچنین معیار طراحی نمودار نیرو - جابجایی در ادامه این پارامترهای هندسی برای این نوع جاذب شوک تعیین می‌شوند. آن چنان که مشاهده گردید عرض اوریفیس  $d$  مؤثرترین پارامتر هندسی بر روی نیروی جاذب شوک بوده و دقت ساخت آن علی‌الخصوص در مقادیر پایین بسیار مهم است. با توجه به نمودار شکل (الف) و (ب) مشاهده می‌شود که از نظر معیار طراحی نمودار نیرو - جابجایی مقادیر  $d = [1.5, 1.6, 1.7] \text{mm}$  عملکرد رضایت بخشی را در اختیار قرار می‌دهد. با مشخص شدن مقادیر عرض اوریفیس  $d$  برای تعیین طول شیر  $L$  و عرض غلاف  $d_h$  نمودار نیروی کل - جابجایی برای مقادیر مختلف این دو پارامتر در شکل‌های ۹، ۱۰ و ۱۱ به ترتیب برای مقادیر  $d = 1.6 \text{mm}$ ،  $d = 1.5 \text{mm}$  و  $d = 1.7 \text{mm}$  رسم شده است.

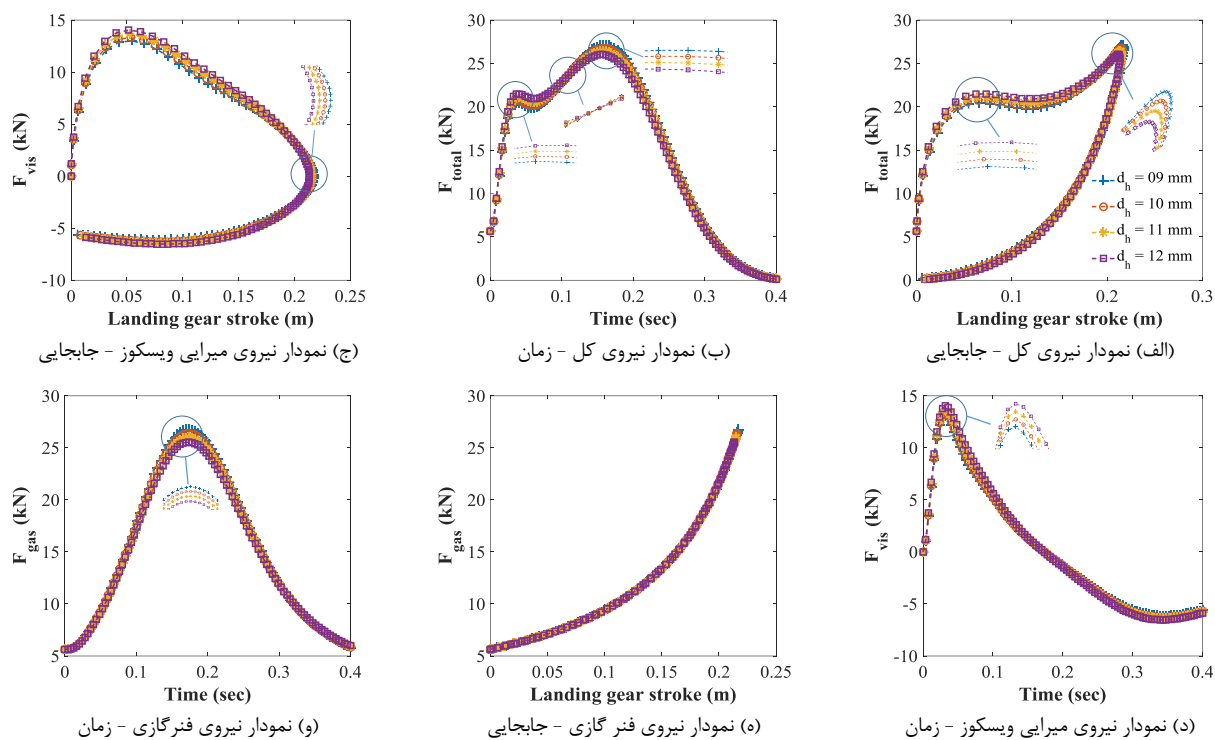
مطلب قابل بیان دیگر مربوط به تأثیر طول شیر  $L$  بر روی زمان رخدادهای مختلف می‌باشد. مشاهده می‌شود که بیشینه مقدار نیروی میرایی ویسکوز، نیروی فتر گازی و همچنین لحظه‌ی صفر شدن نیروی ویسکوز تقریباً یکسان بوده و تغییرات طول شیر  $L$  اثری بر آن‌ها ندارد. مطالب مطرح شده در بالا در رابطه با اثرات طول شیر  $L$  توصیف نمودارهای شکل ۶ برای اثر عرض غلاف  $d_h$  نمودارهای شکل ۸ نیز برقرار است از این رو به منظور عدم بیان مطالب تکراری توضیحاتی در رابطه با نمودارهای این شکل ارائه نمی‌گردد. اما در مورد اثرات عرض اوریفیس  $d$  نمودارهای مربوط به تغییرات این پارامتر در شکل ۷ ارائه شده است. همان طور که مشاهده می‌شود گام تغییرات عرض اوریفیس  $d$  می‌باشد اما همین گام کوچک تأثیر قابل توجهی بر روی نتایج می‌گذارد که همان طور که بیان گردید دلیل آن رابطه‌ی معکوس نیروی میرایی ویسکوز با توان مرتبه‌ی ۳ این عبارت می‌باشد. از این رو می‌توان بیان نمود که در مبحث طراحی و تعیین پارامترهای هندسی اولویت با تعیین این پارامتر می‌باشد. با توجه به نمودارهای شکل (۷-الف) و (۷-ب) که نمودار نیروی کل - جابجایی و نیروی کل - زمان می‌باشند مشاهده می‌شود که بر خلاف اثر طول شیر  $L$  و عرض غلاف  $d_h$  با افزایش عرض اوریفیس  $d$  پیک اول نیروی کل کاهش و پیک دوم آن افزایش می‌یابد. ماهیت این رفتار به مانند رفتار دو پارامتر هندسی دیگر که در بالا بحث شد، ریشه در تأثیر این پارامتر بر روی نیروی میرایی ویسکوز دارد. بدین صورت که هرچه مقدار عرض اوریفیس  $d$  کوچک‌تر باشد نیروی میرایی بیشتر بوده و در نتیجه میزان جابجایی جاذب شوک کم می‌شود که کم بودن نیروی فتر گازی را به همراه دارد. این تأثیر در شکل‌های (۷-ج) - (۷-و) که نمودارهای مربوط به نیروی میرایی ویسکوز و نیروی فتر گازی نسبت به جابجایی و زمان می‌باشد، به خوبی قابل مشاهده است. با بررسی نمودار نیروی میرایی ویسکوز - زمان در شکل (۷-د) افزایش عرض اوریفیس  $d$  موجب می‌شود که بیشینه مقدار نیروی میرایی ویسکوز در لحظه‌ی زمانی پایین‌تری رخ داده ولی از طرفی لحظه‌ی صفر شدن نیرو را افزایش می‌دهد. خط مشکی رسم شده در تصویر بزرگ شده‌ی این شکل خط  $F_{vis} = 0$



شکل ۶- نمودارهای نیرو - جابجایی و نیرو- زمان برای مقادیر مختلف طول شیر  $L$



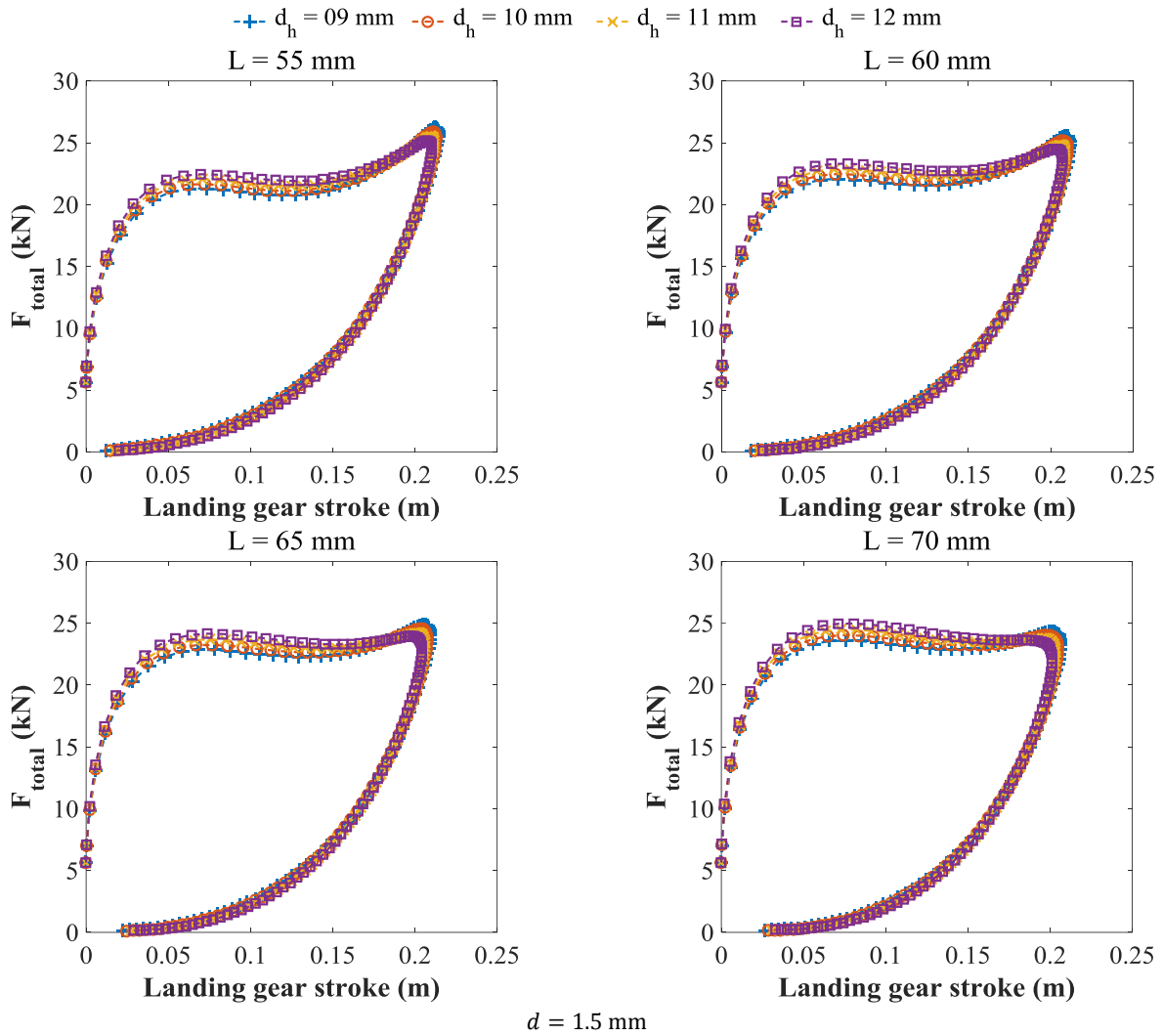
شکل ۷- نمودارهای نیرو - جابجایی و نیرو- زمان برای مقادیر مختلف عرض اوریفیس  $d$



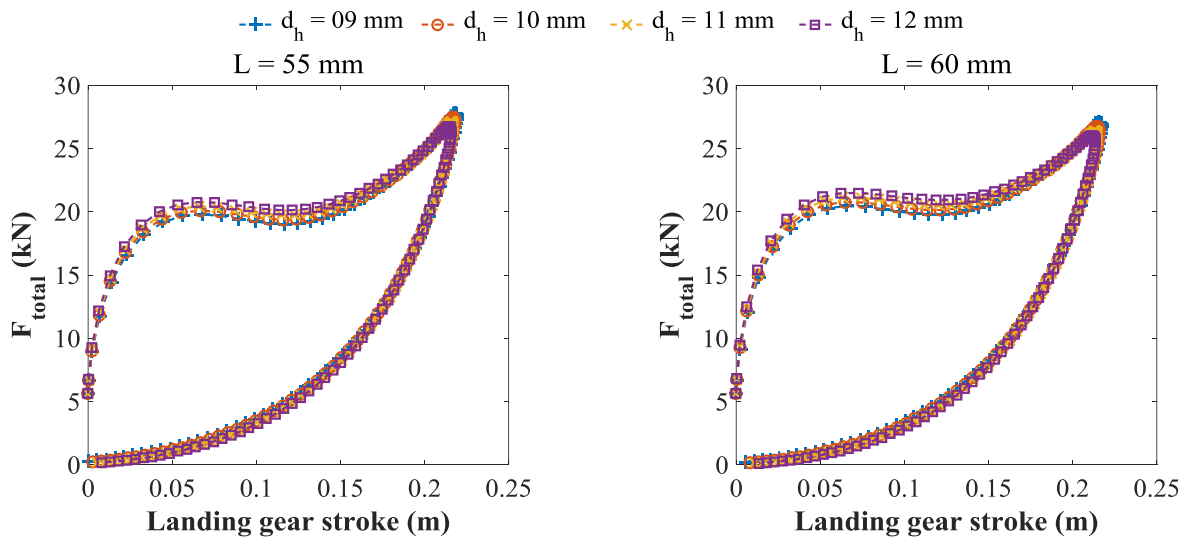
شکل ۸- نمودارهای نیرو - جابجایی و نیرو- زمان برای مقادیر مختلف عرض غلاف  $d_h$

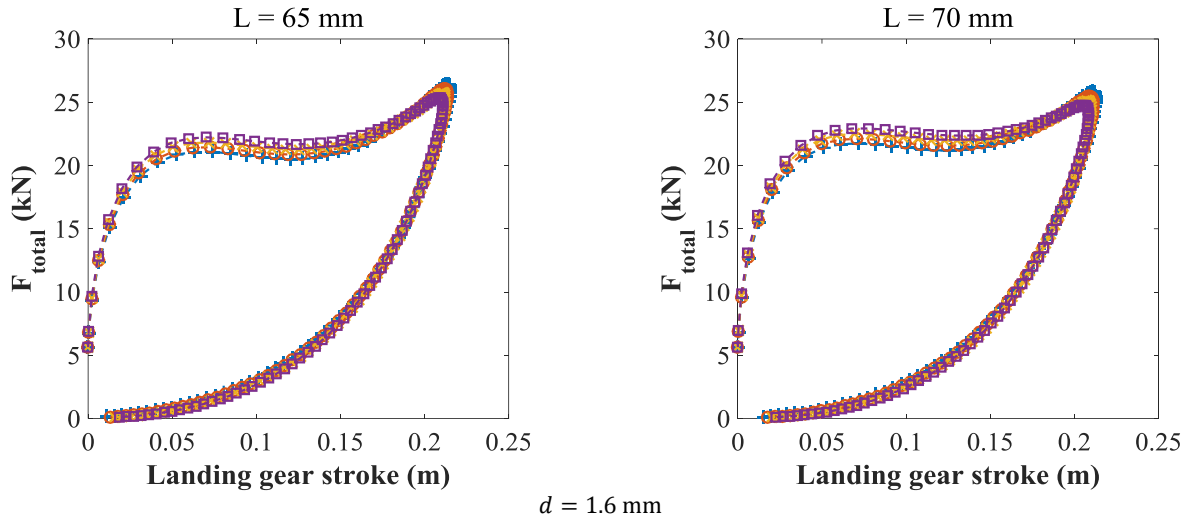
غیرفعال تعیین گردید. نمودار نیروی کل - جابجایی و نیروی کل - زمان برای این جاذب شوک در شکل ۱۲ ارائه شده است. با توجه به شکل ۱۲ و انجام محاسبات مشاهده می‌شود که کورس کلی جاذب  $S = 220\text{ mm}$  بیشینه مقدار فشار در حالت کاملاً فشرده شده  $P_{gc} = 52.5\text{ bar}$  می‌باشد. این مقدار فشار گاز نسبت به مقدار اولیه طراحی  $P_{gc} = 50\text{ bar}$  کمی بیشتر می‌باشد. با محاسبه‌ی تنش مؤثر فون میسر بر اساس این مقدار فشار گاز جدید با استفاده از روابط ارائه شده در جدول ۳ و معادله (۱۵) و مقایسه آن با مقدار تنش مجاز به دست آمده در رابطه (۱۹) مشاهده می‌شود که سیلندر انتخابی برای سیلندر اصلی جاذب شوک برای این فشار گاز جدید نیز قابلیت اطمینان دارد ( $\sigma' < S_{all}$ ). از این رو طراحی جاذب شوک در حالت غیرفعال تکمیل می‌گردد. لازم به یادآوری است که مباحث مطرح شده و تعیین پارامترهای هندسی مربوطه در حالت غیرفعال بودن شیر بوده است که با فعال شدن آن و در نتیجه اعمال شدن نیروی میرایی  $MR$  عملکرد جاذب بهتر می‌شود. طراحی بهینه‌ی شیر  $MR$  در حالت فعال در بخش بعدی ارائه خواهد گردید.

با بررسی سه شکل ۹، ۱۰ و ۱۱ می‌توان طول شیر  $L = 60\text{ mm}$  که نتایج قابل قبولی را برای هر سه مقدار عرض اوریفیس  $d$  به همراه دارد به عنوان طول مناسب شیر انتخاب نمود. در واقع عرض اوریفیس اصلی که برای شیر در نظر گرفته می‌شود مقدار  $d = 1.6\text{ mm}$  می‌باشد و بررسی مقادیر  $d = 1.5\text{ mm}$  و  $d = 1.7\text{ mm}$  در انتخاب طول شیر این امکان را در اختیار قرار می‌دهد که در صورت بروز هر گونه خطایی به هر نحوی به مقدار مجاز  $0.1$  میلی‌متر در عرض اوریفیس شیر در حین فرایند ساخت شیر، تأثیر قابل توجهی بر روی نتایج نداشته باشد و به گونه‌ای یک حاشیه‌ی امنی برای آن در نظر گرفته شده است. برای مقدار عرض غلاف  $d_h$  مشاهده می‌شود بازه‌ی تغییرات آن که این سه شکل در آن رسم شده‌اند عملکرد مناسبی را برای طول شیر  $L = 60\text{ mm}$  هر سه مقدار عرض اوریفیس  $d$  در اختیار قرار می‌دهد. مقدار دقیق این پارامتر در بخش طراحی بهینه‌ی شیر  $MR$  تعیین می‌گردد ولی برای یک مقدار اولیه مقدار  $d_h = 10\text{ mm}$  برای آن در نظر گرفته می‌شود. در نتیجه مقادیر نهایی پارامترهای عرض اوریفیس  $d$  و طول شیر  $L$  به صورت  $L = 60\text{ mm}$ ،  $d = 1.6\text{ mm}$  و مقدار اولیه‌ی عرض غلاف  $d_h$  به صورت  $d_h = 10\text{ mm}$  برای جاذب شوک در حالت

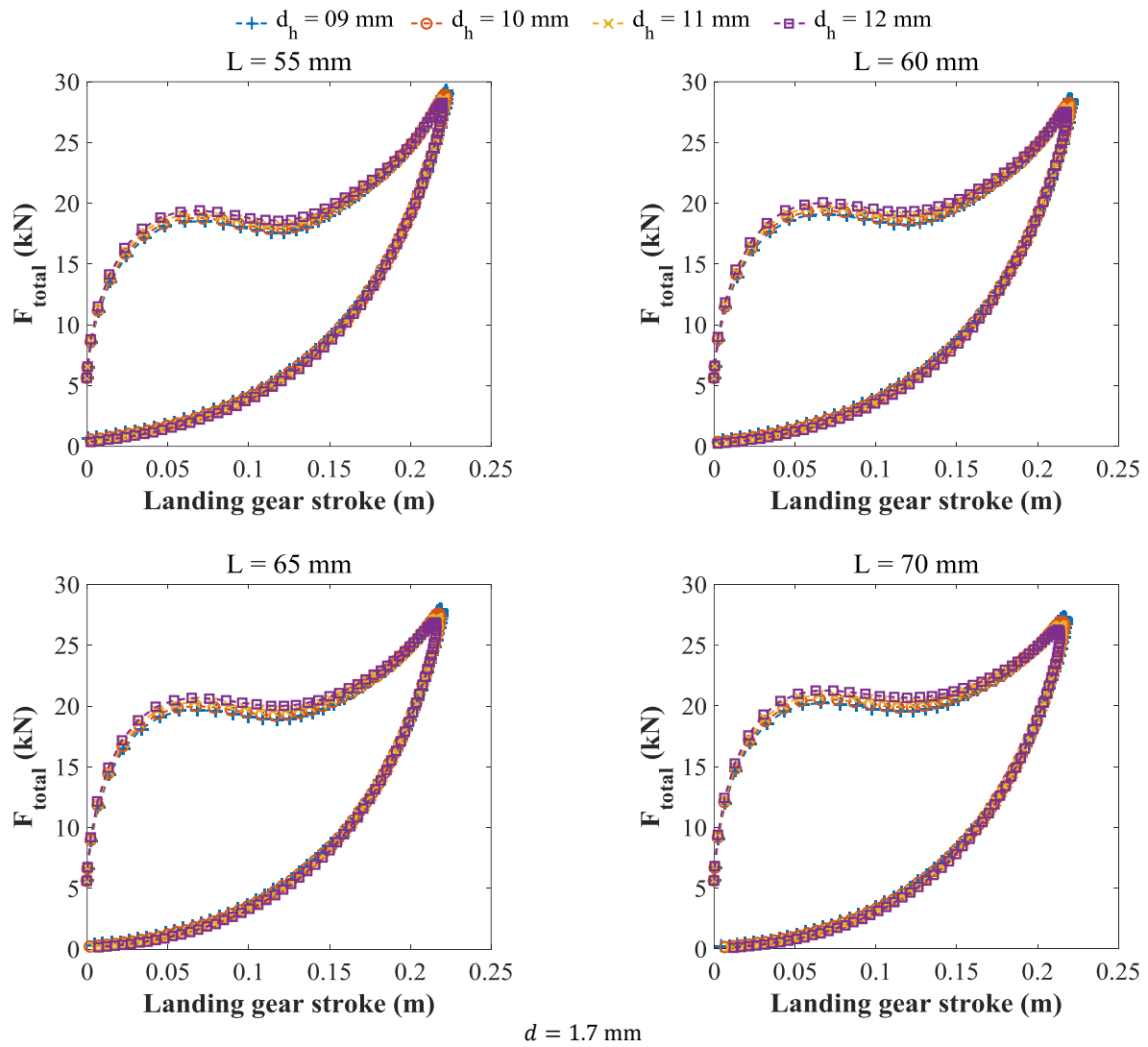


شکل ۹- نمودار نیروی کل - جابجایی برای مقادیر مختلف طول شیر  $L$  عرض غلاف  $d_h$  عرض اوریفیس  $d=1.5 \text{ mm}$  جاذب شوک



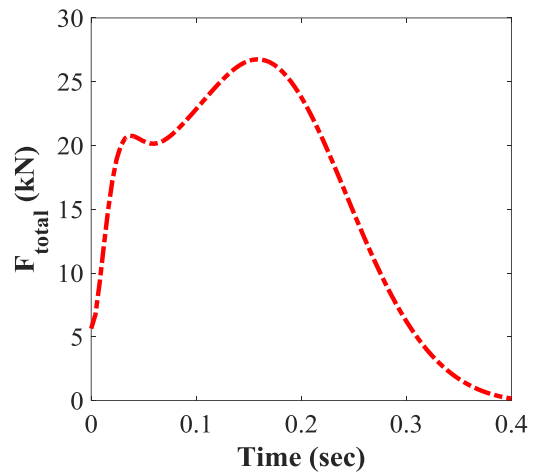
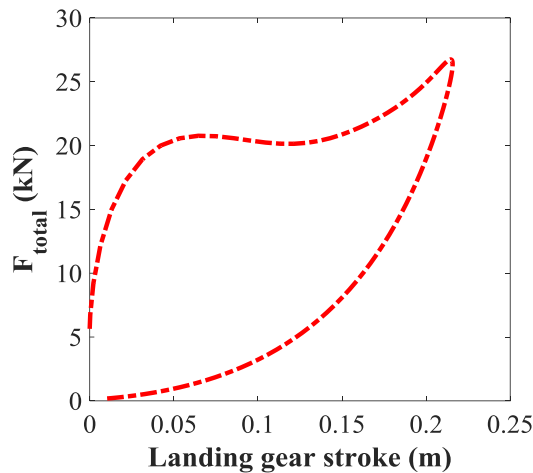


شکل ۱۰- نمودار نیروی کل - جابجایی برای مقادیر مختلف طول شیر  $L$  و عرض غلاف  $d_h$  و عرض اوریفیس  $d=1.6 \text{ mm}$

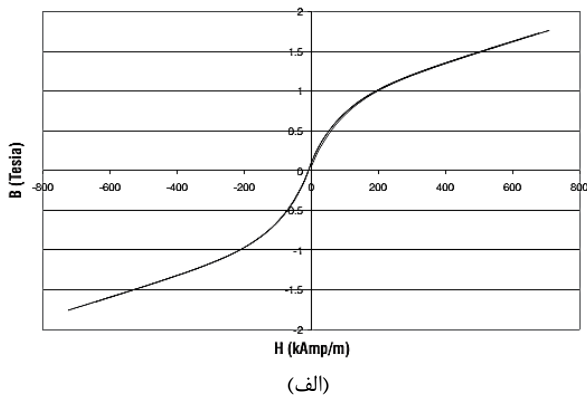


شکل ۱۱- نمودار نیروی کل - جابجایی برای مقادیر مختلف طول شیر  $L$  عرض غلاف  $d_h$  عرض اوریفیس  $d=1.7 \text{ mm}$  جاذب شوک

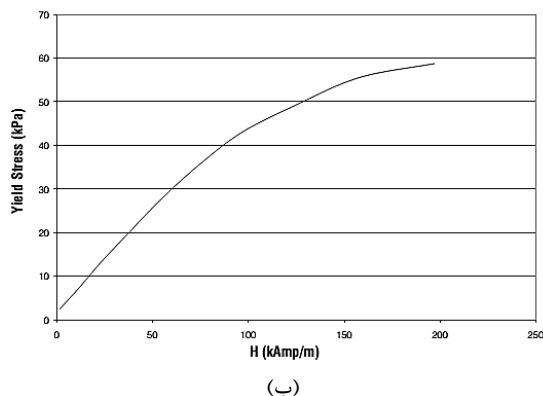




شکل ۱۲- نمودار نیروی کل - جابجایی و نیروی کل - زمان برای جاذب شوک در حالت غیرفعال و مقادیر به دست آمده  $d=1.6 \text{ mm}$   
 $d_h=10 \text{ mm}$  و  $L=60 \text{ mm}$



(الف)



(ب)

شکل ۱۳- خواص سیال MRF-140CG (الف) نمودار چگالی شار مغناطیسی بر حسب شدت میدان مغناطیسی و (ب) نمودار تنش تسلیم برشی بر حسب شدت میدان مغناطیسی [۲۹]

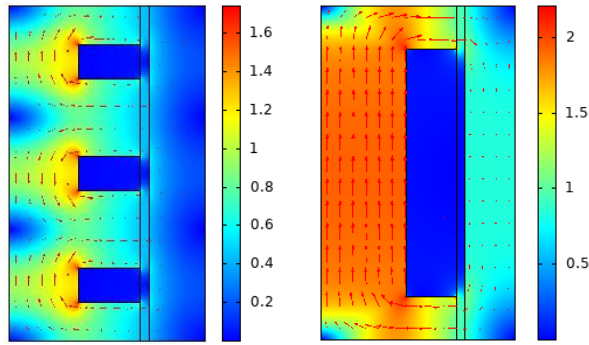
### طراحی بهینه شیر MR

با مشخص شدن ابعاد هندسی جاذب شوک در حالت غیرفعال در بخش قبل، در بخش حاضر به طراحی بهینه شیر MR و تعیین پارامترهای هندسی آن شامل عرض غلاف  $d_h$ ، طول فعال  $t$ ، عرض سیم پیچ  $w$  و همچنین تعداد سیم پیچها  $n_s$  بر مبنای شاخصهای عملکردی شیر MR پرداخته خواهد شد. این پارامترهای هندسی و تعداد سیم پیچها در حجم ثابت شیر یعنی ثابت بودن طول و شعاع شیر ( $R$  و  $L$ ) که در حالت غیرفعال بودن جاذب شوک به دست آمدند، تعیین می شوند. پیش از پرداختن به ادامه مبحث طراحی بهینه شیر MR ابتدا جنس سیال MR و همچنین جنس اجزای تشکیل دهنده شیر مشخص می گردد. سیال MR مورد استفاده در پژوهش حاضر سیال MRF-140CG ساخت شرکت لرد<sup>۱۴</sup> با ویسکوزیته پایه  $\eta = 0.280 \text{ Pa.s}$  می باشد. نمودار تغییرات چگالی شار مغناطیسی بر حسب شدت میدان مغناطیسی (نمودار  $B-H$ ) این سیال و همچنین نمودار تغییرات تنش برشی آن بر حسب شدت میدان مغناطیسی (نمودار  $\tau_y-H$ ) به ترتیب در شکل (۱۳-الف) و (۱۳-ب) ارائه شده است. این اطلاعات برگرفته از کاتالوگ ارائه شده توسط شرکت سازنده می باشد [۲۹]. برای جنس اجزای تشکیل دهنده شیر شامل هسته و غلاف نیز از فولاد کم کربن نورد سرد شده ۱۰۱۸ با اشباع مغناطیسی 2.43T استفاده می شود [۳۰].

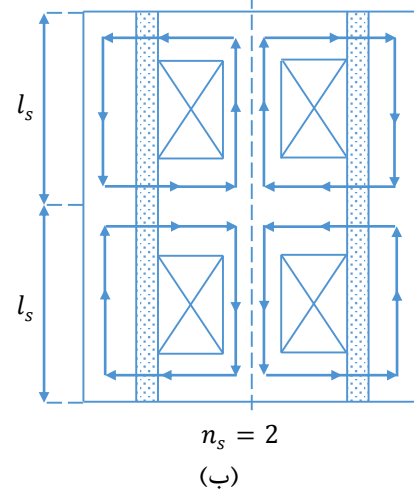
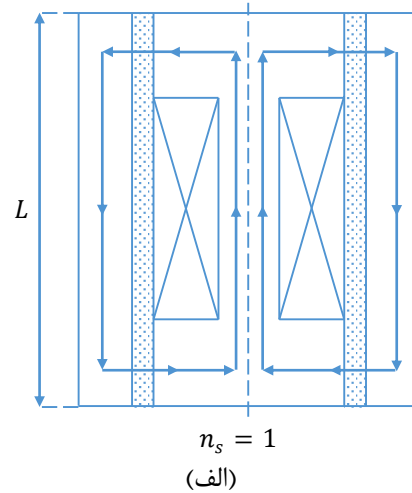
## تعیین تعداد سیم‌پیچ‌ها، طرح اولیه و بازه متغیرهای طراحی

به منظور در نظر گرفتن تعداد سیم‌پیچ‌ها در مطالعه‌ی عملکردی یک شیر با طول کلی ثابت، طولی به نام طول کاهش‌یافته به صورت  $l_s = L/n_s$  تعریف می‌شود  $L$  طول کل شیر و  $n_s$  تعداد سیم‌پیچ است. همان‌طور که از این رابطه استنباط می‌شود و در شکل ۱۴ نیز نشان داده شده است، طول کاهش‌یافته  $l_s$  طول یک شیر  $MR$  تک سیم‌پیچ است به گونه‌ای که طول کلی حاصل از جمع  $n_s$  شیر تک سیم‌پیچ برابر با طول کلی مقید  $L$  می‌شود. طرح‌واره‌ی شیر  $MR$  دو سیم‌پیچ در شکل (۱۴-ب) نشان داده شده است. افزایش تعداد سیم‌پیچ‌های یک شیر  $MR$  با توجه به این که منجر به افزایش ناحیه‌ی فعال در اوریفیس می‌شود افزایش نیروی میرایی فعال یا نیروی  $MR$  و همچنین افزایش میزان کنترل‌پذیری و محدوده‌ی دینامیکی (کاهش نسبت شیر) را به همراه دارد که از اهداف بهینه‌سازی بر اساس معیارهای عملکردی شیر  $MR$  است. این افزایش در نیروی میرایی  $MR$  در اثر افزایش تعداد سیم‌پیچ‌ها می‌تواند در کاربردهایی که در آن‌ها نیروی میرایی کلی در اثر بزرگ بودن عرض اوریفیس شیر کاهش‌یافته است، نیز مفید باشد و به نحوی این کاهش در نیروی میرایی کلی را جبران کند [۳۱]. نکته‌ای که در نحوه‌ی اتصال سیم‌پیچ‌ها باید در نظر گرفت موازی بودن آن است زیرا منجر به زمان پاسخ‌گویی سریع‌تر می‌شود [۳۲]. در طراحی شیرهای دارای چند سیم‌پیچ نیاز است که جهت پیچش سیم‌ها در سیم‌پیچ‌های مجاور خلاف جهت هم باشند تا جهت صحیح شار مغناطیسی حاصله تضمین شود، یعنی اثر مغناطیسی ایجاد شده در بین سیم‌پیچ‌ها توسط یکدیگر خنثی نشود. در شبیه‌سازی المان محدود میدان مغناطیسی با استفاده از نرم‌افزار کامسول این تغییر جهت پیچش سیم‌ها با وارد کردن جریان الکتریکی با علامت منفی اعمال می‌شود. به منظور بررسی اثر نحوه‌ی پیچش سیم‌پیچ‌ها و همچنین مقایسه و بررسی اثر تعداد سیم‌پیچ‌ها بر خواص مغناطیسی شیر  $MR$  مطالعه‌ی المان محدود میدان مغناطیسی شیرهای تک سیم‌پیچ، دو سیم‌پیچ در حالت‌های پیچش خلاف جهت و هم‌جهت و سه سیم‌پیچ در حالت پیچش خلاف جهت در شکل ۱۵ ارائه شده است همان‌طور که در این شکل مشخص است این خطوط، خطوط میانی نواحی مختلف شیر شامل غلاف شیر<sup>۱۵</sup>، اوریفیس شیر<sup>۱۶</sup> و هسته شیر<sup>۱۷</sup> می‌باشند و تغییرات خواص مغناطیسی در طول آن‌ها تقریبی از

چگونگی تغییرات این خواص در نواحی مربوطه می‌باشد. لازم به ذکر است کلیه‌ی شبیه‌سازی‌ها در شرایط کاملاً یکسان صورت گرفته تا امکان مقایسه بین نتایج فراهم باشد. در شکل ۱۵ خطوط شار مغناطیسی شبیه‌سازی المان محدود شیر  $MR$  تک سیم‌پیچ و دو سیم‌پیچ برای دو حالت مختلف جهت پیچش سیم‌ها و سه سیم‌پیچ که بر اساس معیار طول کاهش‌یافته ایجاد شده‌اند، نشان داده شده است. همان‌طور که در این شکل مشخص است خطوط شار مغناطیسی در حالت پیچش هم‌جهت اثر هم را در ناحیه‌ی مشترک دو سیم‌پیچ (ناحیه‌ی بین دو سیم‌پیچ) خنثی کرده و در نتیجه سیال  $MR$  در این ناحیه تحت تأثیر میدان مغناطیسی قرار نمی‌گیرد ولی در حالت پیچش خلاف جهت هم این اتفاق رخ نمی‌دهد. از این‌رو تنها در حالت پیچش خلاف جهت سیم‌پیچ‌های مجاور است که افزایش طول فعال و مزیت‌های بیان شده برای آن را به همراه دارد در غیر این صورت رفتار آن مانند رفتار یک شیر تک سیم‌پیچ می‌باشد. رفتارهای بیان‌شده در نمودارهای مربوط به ناحیه‌ی اوریفیس شیر (نمودارهای به رنگ سبز) ارائه شده در شکل ۱۶ محسوس‌تر می‌باشد. در شکل ۱۶ نمودار مقادیر چگالی شار مغناطیسی شبیه‌سازی‌های شکل ۱۵ در طول نواحی مختلف شیر رسم شده است. با استفاده از نمودارهای ارائه شده در این شکل امکان مقایسه‌ی کمی از منظر مقادیر چگالی شار مغناطیسی در نواحی مختلف شیر و انواع شیر با تعداد سیم‌پیچ متفاوت فراهم می‌شود. در حالت کلی مشاهده می‌شود که چگالی شار مغناطیسی در ناحیه‌ی هسته شیر نسبت به نواحی اوریفیس و غلاف شیر دارای مقادیر بیشتری است (در کانتورهای رنگی شکل ۱۵ نیز این برداشت مشخص است) و این نتیجه استنباط می‌شود که در مقایسه‌ی ناحیه‌ی هسته شیر با ناحیه غلاف شیر که هم‌جنس با هم می‌باشند، ناحیه هسته شیر بیشتر در معرض اشباع مغناطیسی قرار دارد. انجام این مقایسه با ناحیه اوریفیس شیر با توجه به این که جنس آن‌ها با هم متفاوت است، صحیح نمی‌باشد. نکته‌ی قابل‌توجه دیگر در نمودارهای شکل ۱۶ یکسان بودن مقادیر چگالی شار مغناطیسی در نواحی فعال اوریفیس شیر می‌باشد.



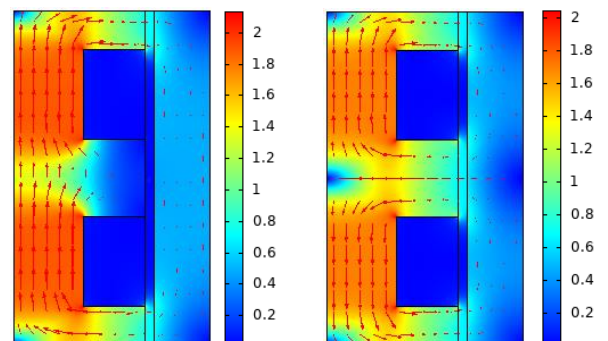
شکل ۱۵- نمایش خطوط شار مغناطیسی در شیر MR  
سه سیم پیچ حالت پیچش خلاف جهت  
تک سیم پیچ



شکل ۱۴- طرحواره شیر MR تک سیم پیچ و دو سیم پیچ در یک طول کلی ثابت [۱]

این رفتار با توجه به استفاده از طول کاهش یافته مورد انتظار بود و نشان می دهد که محاسبه ی خواص مغناطیسی تنها در یکی از نواحی فعال کافی می باشد. همچنین مشاهده می شود که مقادیر چگالی شار مغناطیسی به ترتیب از مقدار زیاد به کم در شیر تک سیم پیچ، دو سیم پیچ و سه سیم پیچ رخ می دهد که در این مورد می توان یکی از دلایل آن را کاهش ابعاد هسته یعنی کاهش تعداد دوره های سیم پیچ دانست. پایین یا بالا بودن مقادیر شار مغناطیسی نمی تواند به صورت مطلق به عنوان یک مزیت یا عیب در نظر گرفته شود. نکته ای که باید مورد توجه قرار گیرد عدم اشباع مغناطیسی اجزای تشکیل دهنده ی شیر از یک طرف و استفاده حداکثری از ظرفیت کاری سیال از طرف دیگر است. به بیان دیگر باید بدون اشباع مغناطیسی و تجاوز از بیشینه جریان کاری سیم پیچ هنگامی که به بیشترین مقدار تنش تسلیم سیال نیاز است به آن دست یافت. نقطه کاری سیال انتخاب شده در پژوهش حاضر یعنی MRF-140CG به صورت  $(B_f, H_f) = (1T, 198kAmp/m)$  می باشد. با توجه به مباحث مطرح شده برای این که بتوان هم از مزیت های افزایش طول ناحیه ی فعال در معیارهای عملکردی شیر MR بهره برد و هم دستیابی به نقطه ی کاری سیال MR فراهم باشد، از شیر با دو سیم پیچ، طبیعتاً در حالت پیچش خلاف جهت هم، برای جاذب شوک استفاده خواهد شد.

با مشخص شدن تعداد سیم پیچ های شیر MR نیاز است که مقادیر اولیه ی متغیرهای طراحی و بازه ی تغییرات آن ها که در بهینه سازی مورد نیاز می باشند نیز تعیین شوند. مقدار اولیه برای طول فعال  $t$  بر مبنای این که طول فعال کلی حدود نیمی از طول کلی شیر ۷ میلی متر باشد، برای عرض سیم پیچ  $w$  مقدار ۱۱ میلی متر و برای عرض غلاف  $d_{in}$  نیز مقدار به دست آمده در



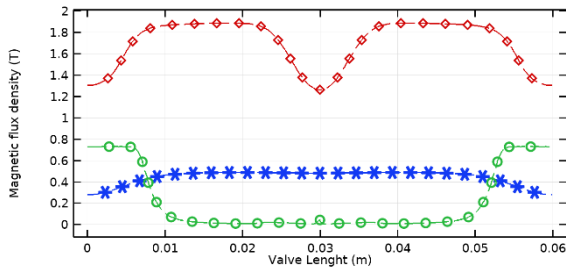
دو سیم پیچ حالت پیچش هم جهت  
دو سیم پیچ حالت پیچش خلاف جهت

حالت غیرفعال یعنی ۱۰ میلی‌متر در نظر گرفته می‌شود. مقدار دقیق این متغیرها در حین فرایند بهینه‌سازی به دست می‌آیند. در تعیین بازه‌های متغیرهای طراحی و حتی مقادیر اولیه‌ی آن‌ها بررسی نمونه‌های مشابه موجود، مطالعه و بررسی تأثیر متغیرها بر رفتار موردنظر در کنار قیود و محدودیت‌های موجود مفید می‌باشد که در پژوهش حاضر از این عوامل استفاده شده است. تنها قید هندسی موجود در متغیرهای طراحی مربوط به کران پایین عرض غلاف شیر  $d_h$  می‌باشد که مقدار آن با توجه به نحوه اتصال و قرارگیری شیر در جاذب شوک ۹ میلی‌متر تعیین می‌گردد. قید و در واقع معیار دیگری که مورد توجه قرار گرفته است معیار کلی بیان شده در بخش ابتدایی در تعیین تعداد سیم‌پیچ‌ها یعنی بدون اشباع مغناطیسی و تجاوز از بیشینه جریان کاری سیم‌پیچ هنگامی که به بیشترین مقدار تنش تسلیم سیال نیاز است به آن دست یافت و همچنین مزیت‌های بیشتر بودن طول فعال کلی می‌باشد. با بررسی مقالات و پژوهش‌های دیگری که در آن‌ها بازه‌ی متغیرهای طراحی بیان شده بود و مقایسه‌ی شیر  $MR$  آن‌ها با شیر پژوهش حاضر، چشم‌اندازی از بازه‌ی متغیرها به دست آمد که با اعمال قیود و معیارهای بیان شده و مطالعه‌ی تأثیر آن‌ها بر چگالی شار مغناطیسی که در ادامه بدان پرداخته خواهد شد بازه‌ی متغیرها به قرار  $5 \leq t \leq 10\text{mm}$ ،  $9 \leq d_h \leq 12\text{mm}$  و  $9 \leq w \leq 15\text{mm}$  در شکل‌های ۱۷، ۱۸ و ۱۹ نمودار تغییرات چگالی شار مغناطیسی در سه ناحیه‌ی اوریفیس شیر، هسته شیر و غلاف شیر به ترتیب برای مقادیر مختلف طول فعال  $t$ ، عرض سیم‌پیچ  $w$  و عرض غلاف  $d_h$  رسم شده است.

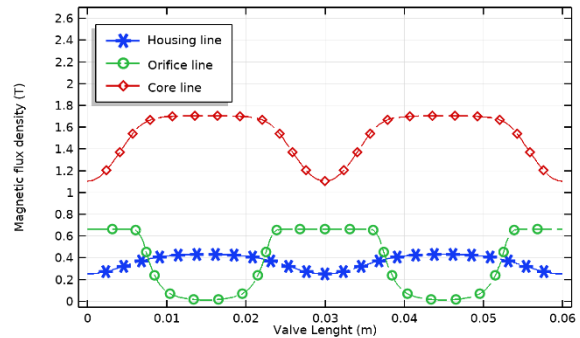
با توجه به نمودارهای شکل ۱۷ مشاهده می‌شود که با افزایش طول فعال  $t$  بیشینه مقدار چگالی شار مغناطیسی در اوریفیس شیر کاهش و در هسته و غلاف شیر افزایش می‌یابد. این میزان کاهش در اوریفیس شیر بیشتر از میزان افزایش در دو ناحیه دیگر است و به بیان دیگر مقادیر چگالی شار مغناطیسی در اوریفیس شیر نسبت به هسته شیر و غلاف شیر بیشتر تحت تأثیر تغییرات طول فعال قرار می‌گیرد به گونه‌ای که با تغییر طول فعال از ۵ میلی‌متر به ۱۰ میلی‌متر افزایش ۱۰۰ درصدی، بیشینه مقدار چگالی شار مغناطیسی در اوریفیس شیر حدود ۴۰ درصد کاهش و در هسته و غلاف شیر حدود ۷/۵ درصد افزایش پیدا می‌کند. در اثر افزایش عرض سیم‌پیچ  $w$  که نتایج آن در

شکل ۱۸ ارائه شده است به مانند اثر طول فعال  $t$  بیشینه مقدار چگالی شار مغناطیسی در اوریفیس شیر کاهش و در هسته شیر افزایش می‌یابد اما بر خلاف آن در غلاف شیر کاهش می‌یابد. از نظر کمی با افزایش حدود ۷۰ درصدی عرض سیم‌پیچ، بیشینه مقدار چگالی شار مغناطیسی در اوریفیس شیر حدود ۵۰ درصد کاهش، در هسته شیر حدود ۱۶ درصد افزایش و در غلاف شیر حدود ۵۴ درصد کاهش یافته است که در نتیجه تأثیر تغییرات عرض سیم‌پیچ  $w$  در این خاصیت مغناطیسی در نواحی اوریفیس و غلاف شیر بیشتر و در هسته شیر کمتر می‌باشد. برای اثر تغییرات عرض غلاف شیر  $d_h$  بر روی چگالی شار مغناطیسی نیز می‌توان با توجه به نمودارهای شکل ۱۹ بیان نمود که افزایش این متغیر طراحی کاهش، افزایش و کاهش بیشینه مقدار چگالی شار مغناطیسی را به ترتیب در نواحی اوریفیس شیر، هسته شیر و غلاف شیر به همراه دارد که از نظر کمی افزایش حدود ۴۰ درصدی عرض غلاف شیر  $d_h$  منجر به کاهش حدود ۲۳ درصدی، افزایش حدود ۳ درصدی و کاهش حدود ۴۰ درصدی بیشینه مقدار چگالی شار مغناطیسی به ترتیب در نواحی اوریفیس شیر، هسته شیر و غلاف شیر می‌شود. از این رو چگالی شار مغناطیسی در نواحی غلاف شیر و هسته شیر به ترتیب بیشترین و کمترین تأثیرپذیری را از تغییرات عرض غلاف شیر  $d_h$  دارد.

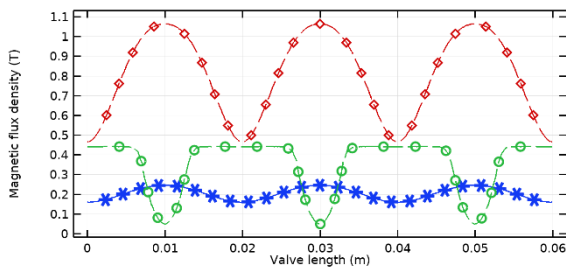
یکی از نتایج مشترکی که در هر سه شکل ۱۷، ۱۸ و ۱۹ می‌توان بدان اشاره کرد کاهش یکنواخت بیشینه مقدار چگالی شار مغناطیسی در ناحیه اوریفیس شیر می‌باشد؛ یعنی با افزایش متغیرهای طراحی که به صورت یکنواخت می‌باشد این خاصیت مغناطیسی نیز در ناحیه‌ی اوریفیس شیر به صورت یکنواخت کاهش پیدا می‌کند. نتیجه‌ی دیگری که می‌توان بیان نمود با توجه به درصد تغییرات ارائه شده در بالا مشاهده می‌شود که بیشینه مقدار چگالی شار مغناطیسی در ناحیه‌ی هسته‌ی شیر نسبت به دو ناحیه‌ی دیگر کمتر تحت تأثیر تغییرات متغیرهای طراحی قرار گرفته است که این تأثیر یک روند افزایشی است. در ارتباط با دو ناحیه‌ی دیگر برای تغییرات طول فعال  $t$  ناحیه‌ی اوریفیس شیر و برای تغییرات عرض غلاف شیر  $d_h$  ناحیه‌ی غلاف شیر تأثیرپذیرترین نواحی هستند و برای تغییرات عرض سیم‌پیچ  $w$  میزان تأثیرپذیری این دو ناحیه تقریباً یکسان می‌باشد.



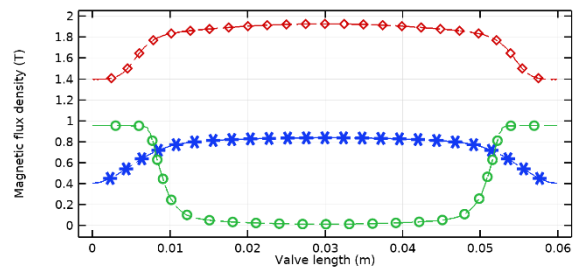
دو سیم‌پیچ حالت پیچش هم‌جهت



دو سیم‌پیچ حالت پیچش خلاف جهت

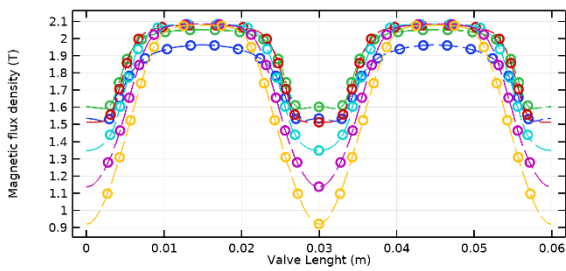


سه سیم‌پیچ حالت پیچش خلاف جهت

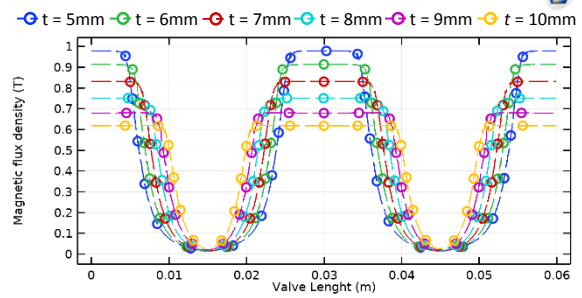


تک سیم‌پیچ

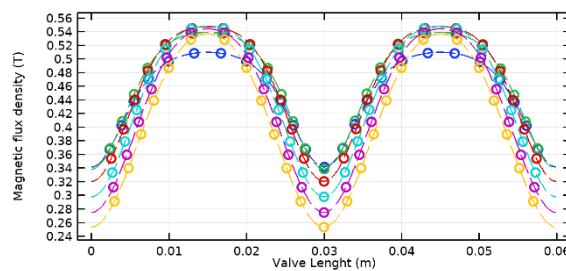
شکل ۱۶- نمودار مقادیر چگالی شار مغناطیسی در نواحی غلاف شیر (Housing line)، اوریفیس شیر (Orifice line) و هسته شیر (Core line)



هسته شیر (Core line)

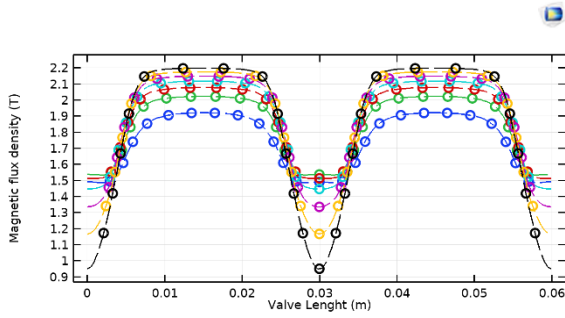


اوریفیس شیر (Orifice line)

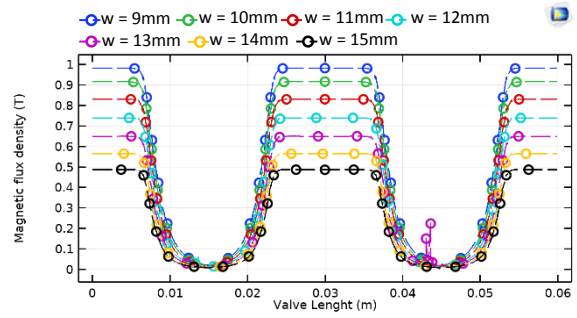


غلاف شیر (Housing line)

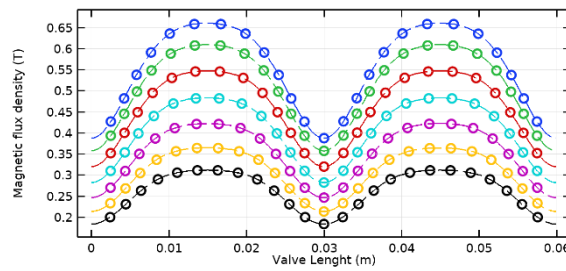
شکل ۱۷- اثر طول فعال بر روی چگالی شار مغناطیسی در سه ناحیه اوریفیس شیر، هسته شیر و غلاف شیر



هسته شیر (Core line)

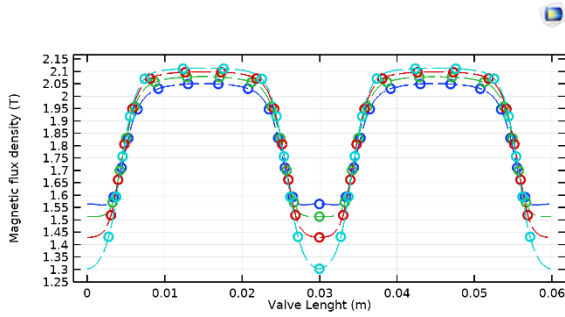


اوریفیس شیر (Orifice line)

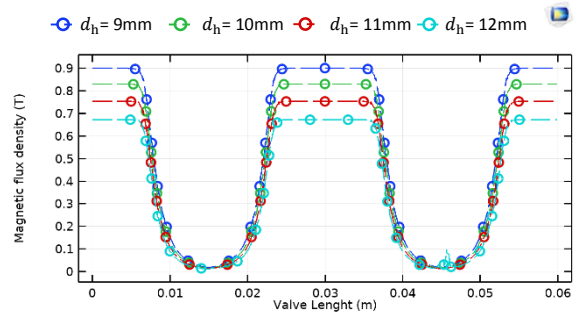


غلاف شیر (Housing line)

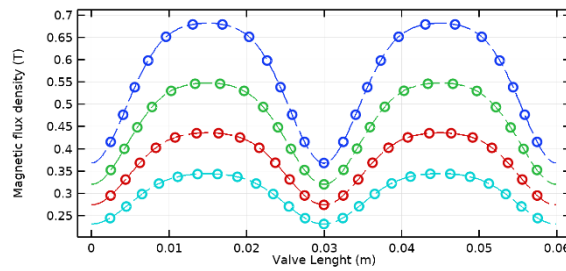
شکل ۱۸- اثر عرض سیم پیچ بر روی چگالی شار مغناطیسی در سه ناحیه اوریفیس شیر، هسته شیر و غلاف شیر



هسته شیر (Core line)



اوریفیس شیر (Orifice line)



غلاف شیر (Housing line)

شکل ۱۹- اثر عرض غلاف بر روی چگالی شار مغناطیسی در سه ناحیه اوریفیس شیر، هسته شیر و غلاف شیر

با تعیین پارامترهای هندسی شیر طراحی بهینه جاذب شوک MR ارابه فرود هواپیما تکمیل می‌گردد. در جدول (۴) مشخصات نمونه هواپیمای مقیاس شده و جاذب شوک طراحی شده برای آن به عنوان جمع‌بندی طراحی صورت گرفته، ارائه شده است.

جدول ۴- مشخصات نمونه هواپیمای مقیاس شده و ابعاد نهایی جاذب شوک MR طراحی شده برای آن

مقادیر	توضیحات	پارامتر
۱۲۰۸/۲۰	جرم هواپیما	$M_u$ (kg)
۳۶/۲۰	جرم مجموعه چرخ	$M_l$ (kg)
۲۰۳/۲	کورس کلی	$S$ (mm)
۳	سرعت سینگ	$v$ (m/s)
۱/۹	نسبت حالت فشردگی کامل به حالت استاتیک	$C_S$ (-)
۲/۱	نسبت حالت استاتیک به حالت بازشدگی کامل	$S_E$ (-)
۴۱۲۰۰۰	ضریب سفتی لاستیک	$k_t$ (N/m)
۹۰	قطر داخلی سیلندر اصلی	$D_u$ (mm)
۵	ضخامت سیلندر اصلی	$t_s$ (mm)
۷۰	قطر داخلی سیلندر پیستون	$D_{pi}$ (mm)
۵	ضخامت سیلندر پیستون	$t_p$ (mm)
۸۰	قطر خارجی سیلندر پیستون	$D_{po}$ (mm)
۳۸۴۸	مساحت داخلی سیلندر پیستون	$A_{pi}$ (mm <sup>2</sup> )
۵۰۲۷	مساحت خارجی سیلندر پیستون	$A_{po}$ (mm <sup>2</sup> )
۳۵	شعاع شیر	$R$ (mm)
۶۰	طول شیر	$L$ (mm)
۹	عرض غلاف	$d_h$ (mm)
۱/۶	عرض اوریفیس	$d$ (mm)
۷/۸	طول فعال	$t$ (mm)
۹	عرض سیم‌پیچ	$w$ (mm)
۱۴/۴	طول سیم‌پیچ	$L_p$ (mm)
۱۵/۴	شعاع هسته	$R_c$ (mm)
۲۵/۲	شعاع متوسط اوریفیس	$R_1$ (mm)
۲	تعداد سیم‌پیچ	$n_s$ (-)

در شکل ۲۰ نمودارهای نیرو - جابجایی و نیرو - زمان نیروی کل، نیروی ویسکوز، نیروی MR و نیروی فنر گازی در جریان-های الکتریکی مختلف رسم شده است. با توجه به این نمودارها مشاهده می‌شود که با فعال شدن نیروی MR و افزایش نیروی میرایی جاذب شوک پیک اول نمودار نیرو - جابجایی افزایش یافته و در نتیجه عملکرد جاذب بهبود می‌یابد. همچنین مشاهده می‌شود که با افزایش جریان الکتریکی

### تعیین مقدار نهایی پارامترهای طراحی

در بخش حاضر که هدف طراحی بهینه‌ی شیر MR و تعیین پارامترهای هندسی آن در یک بازه‌ی مشخص است، این الزام وجود دارد که برای هر ترکیب از مقادیر پارامترهای هندسی شبیه‌سازی صورت گرفته و مشخصات مغناطیسی تعیین شوند. این عمل با توجه به تعداد پارامترهای هندسی طراحی و بازه‌ی آن‌ها و تعداد اجراهایی که در فرایند بهینه‌سازی صورت می‌پذیرد، امکان‌پذیر نمی‌باشد. به منظور رفع این مشکل نیاز است تا رابطه‌ای تحلیلی بین خواص مغناطیسی و پارامترهای هندسی تعیین‌شده تا از این روابط در فرایند بهینه‌سازی استفاده شود و نیاز به شبیه‌سازی در هر مرحله رفع شود. بدین منظور از روش پاسخ سطح (RSM)<sup>۱۸</sup> و طراحی آزمایش (DoE)<sup>۱۹</sup> به همراه شبیه‌سازی المان محدود استفاده شده است که منجر به معادله (۲۵) برای چگالی شار مغناطیسی (B) معادله (۲۶) برای شدت میدان مغناطیسی (H) شده است که یکای آن‌ها به ترتیب T و Amp/m بوده و پارامترهای هندسی نیز بر حسب میلی‌متر می‌باشند.

$$\begin{aligned}
 B = & -11.2007 + 0.659942t + 1.70954w \\
 & + 1.21569d_h - 0.065536tw - 0.0519976td_h \\
 & - 0.0713119wd_h - 0.0134449t^2 - 0.089841w^2 \\
 & - 0.0567287d_h^2 + 0.00121344td_h + 0.00109917t^2w \\
 & + 0.000772372t^2d_h + 0.00162223w^2 + 0.00135857td_h^2 \\
 & + 0.00198539w^2d_h + 0.000391207wd_h^2 \\
 & - 0.000269462t^3 + 0.00142399w^3 + 0.00121605d_h^3
 \end{aligned} \quad (25)$$

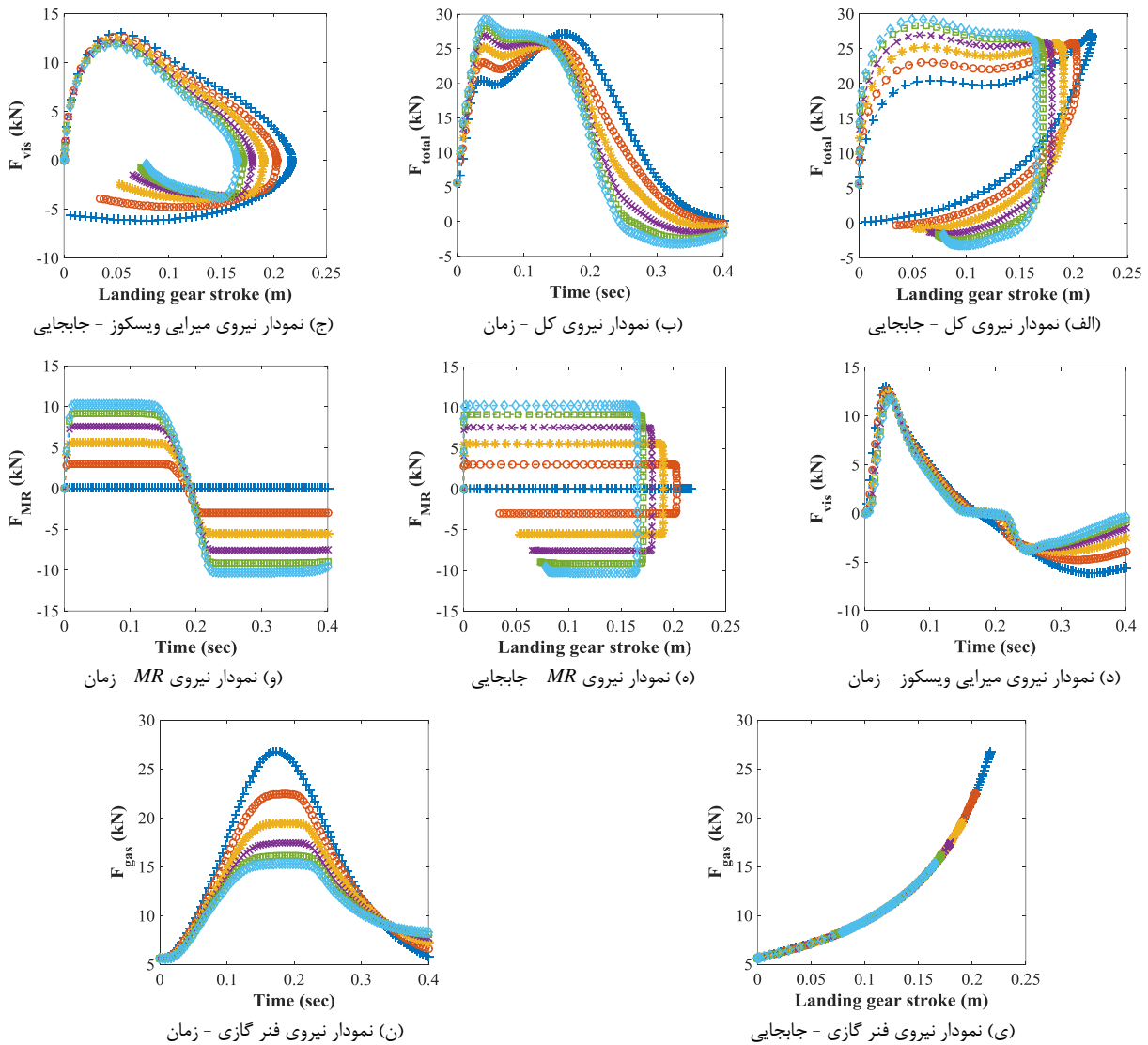
$$\begin{aligned}
 H = & -2657430 + 136990t + 289939w + 433693d_h \\
 & - 4625.53tw - 12762.7td_h - 13721wd_h - 9795.15t^2 \\
 & - 17710.1w^2 - 29327d_h^2 + 57.1213twd_h + 85.8068t^2w \\
 & + 333.416t^2d_h + 175.43tw^2 + 371.32td_h^2 + 411.108w^2d_h \\
 & + 140.621wd_h^2 + 260.379t^3 + 320.496w^3 + 759.172d_h^3
 \end{aligned} \quad (26)$$

با استفاده از این روابط، معیارهای عملکردی و تابع هدف بهینه‌سازی تعریف شده برای شیر MR دو سیم‌پیچ، بهینه‌سازی با استفاده از الگوریتم ژنتیک و در محیط نرم‌افزار متلب صورت می‌پذیرد که نتیجه‌ی زیر را برای پارامترهای هندسی طول فعال  $t$ ، عرض سیم‌پیچ  $w$  و عرض غلاف شیر  $d_h$  به همراه دارد:

$$t = 7.78 \text{ mm} ; w = 9 \text{ mm} ; d_h = 9 \text{ mm} \quad (27)$$

ارتباط با این نمودارها، لحظه‌ی تغییر علامت اندازه‌ی نیروی  $MR$  و یا در واقع لحظه‌ی صفر شدن و تغییر علامت سرعت است که در تمام جریان‌ها در یک لحظه رخ می‌دهد. به عبارت دیگر هرچند که با برقرار شدن جریان و اعمال نیروی  $MR$  جابجایی جاذب شوک کاهش می‌یابد، اما لحظه‌ی بیشینه مقدار جابجایی که همان لحظه‌ی صفر شدن سرعت و در نتیجه لحظه‌ی تغییر علامت مقدار نیروی  $MR$  تغییری نکرده و مستقل از مقدار جریان است.

نیروی  $MR$  افزایش می‌یابد که این افزایش نسبت به گام ثابت افزایش جریان الکتریکی غیریکنواخت بوده که علت آن غیرخطی بودن رابطه‌ی تنش برشی - شدت میدان مغناطیسی سیال ( $\tau_y - H$ ) می‌باشد (به شکل ۱۳ رجوع شود). در اثر این افزایش نیروی میرایی جاذب، میزان جابجایی جاذب شوک کاهش یافته که به دنبال آن نیروی فنر گازی نیز کاهش می‌یابد که این رفتار در نمودارهای شکل (ی) و (ن) که مربوط به نمودارهای نیروی فنر گازی است، مشهودتر می‌باشد. نکته‌ی قابل‌بیان دیگر در



شکل ۲۰- نمودارهای نیرو - جابجایی و نیرو- زمان نیروی کل، نیروی ویسکوز، نیروی  $MR$  و نیروی فنر گازی برای جاذب شوک  $MR$  در جریان‌های الکتریکی مختلف



## جمع‌بندی

دارای بیشترین تأثیر بر روی نیروی میرایی جاذب شوک می‌باشد، هرچند که با افزایش مقدار آن از میزان حساسیت آن کاسته می‌شود. همچنین، تغییرات طول شیر و عرض غلاف اثری بر بیشینه مقدار نیروی میرایی ویسکوز، نیروی فنر گازی و همچنین لحظه‌ی صفر شدن نیروی ویسکوز ندارند، در صورتی که افزایش عرض اوریفیس موجب می‌شود که بیشینه مقدار نیروی میرایی ویسکوز در لحظه‌ی زمانی پایین‌تری رخ داده‌ولی از طرفی لحظه‌ی صفر شدن نیرو را افزایش می‌دهد. این تأثیر بر روی بیشینه مقدار نیروی میرایی ویسکوز برای نیروی فنر گازی بر عکس بوده و با افزایش عرض اوریفیس زمان رخداد آن افزایش می‌یابد.

در پژوهش حاضر یک جاذب شوک نیمه فعال مجهز به شیر MR به منظور کاربرد در ارابه فرود هواپیما طراحی بهینه گردیده است. این طراحی از دو فاز اصلی تشکیل شده است. در فاز اول بر مبنای معیار طراحی نمودار نیرو - جابجایی و با در نظر گرفتن یک مقدار فشار گاز برای حالت کاملاً فشرده ابعاد سیلندر اصلی، سیلندر پیستون، عرض اوریفیس، شعاع و طول شیر در حالت غیرفعال مشخص گردید. سپس در فاز دوم طراحی با استفاده از اطلاعات به دست آمده در فاز اول طراحی، طراحی بهینه شیر MR بر مبنای معیارهای عملکردی شیر MR و اصل عدم اشباع مغناطیسی شیر در استفاده حداکثری از ظرفیت کاری سیال MR در حجم ثابت شیر صورت پذیرفت. در کنار طراحی انجام شده می‌توان بیان نمود که نتایج بررسی‌های صورت گرفته نشان می‌دهد که عرض اوریفیس

*electrohydraulic active control aircraft landing gear*”, 1979.

- [3]. Daniels, J. N., “A method for landing gear modeling and simulation with experimental validation”, NASA Contract. Rep., 1996.
- [4]. Horta, L. G., Daugherty, R. H., Martinson, V. J., “Modeling and validation of a Navy A6-Intruder actively controlled landing gear system”, 1999.
- [5]. Choi Y. T., Wereley, N. M., “Vibration control of a landing gear system featuring electrorheological/magnetorheological fluids”, J. Aircr., Vol. 40, No. 3, pp. 432–439, 2003.
- [6]. Batterbee, D. C., Sims, N. D., Stanway, R., Rennison, M., “Magnetorheological landing gear: 2. Validation using experimental data”, Smart Mater. Struct., Vol. 16, No. 6, pp. 2441–2452, 2007.
- [7]. Han, C., Kim, B. G., Choi, S. B., “Design of a New Magnetorheological Damper Based on Passive Oleo-Pneumatic Landing Gear”, J. Aircr., Vol. 55, No. 6, pp. 2510–2520, 2018.
- [8]. Han, C., Kang, B. H., Choi, S. B., Tak, J. M., Hwang, J. H., “Control of Landing Efficiency of an Aircraft Landing Gear System With Magnetorheological Dampers”, J. Aircraft., Vol. 56, No. 5, pp.1980-1986, 2019.
- [9]. Han, C., Kim, B. G., Kang, B. H., Choi, S. B. “Effects of magnetic core parameters on landing stability and efficiency of magnetorheological damper-based landing gear system”, J. Intell. Mater. Syst. Struct., Vol. 31, No. 2, pp. 198–208,

## پی‌نوشت‌ها

- ۱ Oleopneumatic
- ۲ Orifice
- ۳ Magneto-Rheological (MR)
- ۴ Electro-rheological (ER)
- ۵ Sky-ground controller
- ۶ Skyhook controller
- ۷ Semi-active bouncing control (SBC)
- ۸ Roll and pitch motions
- ۹ Adaptive hybrid control algorithm
- ۱۰ Sliding mode control algorithm
- ۱۱ Taguchi
- ۱۲ Runge-Kutta
- ۱۳ Von Mises stress
- ۱۴ Lord Corporation
- ۱۵ Housing line
- ۱۶ Orifice line
- ۱۷ Core line
- ۱۸ Response Surface Method
- ۱۹ Design of Experiment

## مراجع

- [1]. Batterbee, D. C., Sims, N. D., Stanway, R., Wolejsza, Z., “Magnetorheological landing gear: 1. A design methodology”, Smart Mater. Struct., Vol. 16, No. 6, pp. 2429–2440, 2007.
- [2]. Ross, I., Edson, R., “An electric control for an

- 903, 2012.
- [20]. Rosenfeld N. C., Wereley, N. M., “Volume-constrained optimization of magnetorheological and electrorheological valves and dampers”, *Smart Mater. Struct.*, Vol. 13, No. 6, pp. 1303–1313, 2004.
- [21]. Gavin H. P., Dobossy, M. E., “Optimal design of an MR device”, in *Smart Structures and Materials 2001: Smart Systems for Bridges, Structures, and Highways*, 2001, Vol. 4330, pp. 273–281, 2001.
- [22]. Norman, S. C., “Aircraft landing gear design: principles and practices”, *AIAA Education Series*, AIAA, Washington, DC 1988.
- [23]. Nguyen, Q. H., Choi, S. B., Wereley, N. M. “Optimal design of magnetorheological valves via a finite element method considering control energy and a time constant”, *Smart Mater. Struct.*, Vol. 17, No. 2, 2008.
- [24]. Khani, M., “Magneto-Rheological (MR) Damper For Landing Gear System”, Concordia University, 2010.
- [25]. Craig Batterbee, D., “Magneto-rheological shock absorbers: Modelling, design, and control”, The University Of Sheffield, 2006.
- [26]. Spiegel, L., Limbrunner, G. F., D’Allaird, C. T., “Applied Statics and Strength of Materials”, Prentice Hall, 1999.
- [27]. Shigley, J. E., “Shigley’s mechanical engineering design”, Tata McGraw-Hill Education, 2011.
- [28]. “<https://www.theworldmaterial.com/1-0570-material-st52-steel-din-17100/>” .
- [29]. “<http://www.lordmrstore.com/lord-mr-products/mrf-140cg-magneto-rheological-fluid-250ml>” .
- [30]. Yasa, Y., Sincar, E., Ertugrul, B. T., Mese, E., “Design considerations of electromagnetic brakes for servo applications”, in *2014 IEEE 23rd International Symposium on Industrial Electronics (ISIE)*, pp. 768–774, 2014.
- [31]. Goncalves, F. D., “Characterizing the behavior of magnetorheological fluids at high velocities and high shear rates”, PhD diss., Virginia Tech, 2005.
- [32]. Sefidkar-Dezfouli, S., “Design, Simulation, and Fabrication of a Lightweight Magneto Rheological Damper”, *Applied Sciences: School of Mechatronic Systems Engineering*, 2014.
- [10]. Kang, B. H., Han, C., Choi, S. B., “A sky-ground hook controller for efficiency enhancement of aircraft landing gear with MR damper”, in *Active and Passive Smart Structures and Integrated Systems XIII*, 2019, Vol. 10967, pp. 1096706.
- [11]. Kang, B. H., Yoon, J. Y., Kim, G. W. , Choi, S. B., “Landing efficiency control of a six-degree-of-freedom aircraft model with magnetorheological dampers: Part 1—Modeling”, *J. Intell. Mater. Syst. Struct.*, pp. 1045389X20942578, 2020.
- [12]. Kang, B. H., Yoon, J. Y., Kim, G. W. , Choi, S. B., “Landing efficiency control of a six degrees of freedom aircraft model with magneto-rheological dampers: Part 2—control simulation”, *J. Intell. Mater. Syst. Struct.*, pp. 1045389X20942593, 2020.
- [13]. Luong, Q. V., Jang, D. S., Hwang, J. H. “Robust adaptive control for an aircraft landing gear equipped with a magnetorheological damper”, *Appl. Sci.*, Vol. 10, No. 4, pp. 1459, 2020.
- [14]. Viet, L. Q., Lee, H., Jang, D., Hwang, J. “Sliding Mode Control for an Intelligent Landing Gear Equipped with Magneto-rheological Damper”, *J. Aerosp. Syst. Eng.*, Vol. 14, No. 2, pp. 20–27, 2020.
- [15]. Mangal S. K., Kumar, A., “Geometric parameter optimization of magneto-rheological damper using design of experiment technique”, *Int. J. Mech. Mater. Eng.*, Vol. 10, No. 1, pp. 4, 2015.
- [16]. Mangal S., Kumar, A., “Experimental and numerical studies of magnetorheological (mr) damper”, *Chinese J. Eng.*, 2014.
- [17]. Rashid, M. M., Ferdous, M. M., Hasan, M. H., Rahman, M. A., “ANSYS finite element design of an energy saving magneto-rheological damper with improved dispersion stability”, *J. Mech. Sci. Technol.*, Vol. 29, No. 7, pp. 2793–2802, 2015.
- [18]. Ferdous, M. M., Rashid, M. M., Hasan, M. H., Rahman, M. A., “Optimal design of Magneto-Rheological damper comparing different configurations by finite element analysis”, *J. Mech. Sci. Technol.*, Vol. 28, No. 9, pp. 3667–3677, 2014.
- [19]. Parlak, Z., Engin, T., Çalli, I., “Optimal design of MR damper via finite element analyses of fluid dynamic and magnetic field”, *Mechatronics*, Vol. 22, No. 6, pp. 890–