





پردیس بین المللی خوارزمی
پایان نامه کارشناسی ارشد مهندسی طراحی کاربردی

تحلیل عددی صفحات چندلایه کامپوزیتی تحت بار ضربه ای با
سرعت پایین

نگارنده : رضا غلامی

استاد راهنما:

دکتر محمد جعفری

بهمن ۱۳۹۵

دانشگاه صنعتی شاهرود

دانشکده :

گروه :

پایان نامه کارشناسی ارشد آقای / خانم

تحت عنوان:

در تاریخ توسط کمیته تخصصی زیر جهت اخذ مدرک کارشناسی ارشد
مورد ارزیابی و با درجه مورد پذیرش قرار گرفت.

امضاء	اساتید مشاور	امضاء	اساتید راهنما
	نام و نام خانوادگی :		نام و نام خانوادگی :
	نام و نام خانوادگی :		نام و نام خانوادگی :

امضاء	نماینده تحصیلات تکمیلی	امضاء	اساتید داور
	نام و نام خانوادگی :		نام و نام خانوادگی :
			نام و نام خانوادگی :
			نام و نام خانوادگی :
			نام و نام خانوادگی :

تقدیم به:

ماحصل آموخته هایم را تقدیم می کنم به آنان که مهر آسمانی
شان آرام بخش آلام زمینی ام است به استوارترین تکیه گاهم،
دستان پرمهر پدرم به سبزترین نگاه زندگیم، چشمان سبز مادرم
که هرچه آموختم در مکتب عشق شما آموختم و هرچه بکوشم
قطره ای از دریای بی کران مهر بانیتان را سپاس نتوانم بگویم
امروز هستی ام به امید شماست و فردا کلید باغ بهشتم رضای شما
را آوردی گران سنگ تر از این ارزان نداشتم تا به خاک پایتان نثار
کنم، باشد که حاصل تلاشم نسیم گونه غبار خستگیان را بزدايد.

بوسه بر دستان پرمهرتان

تشکر و قدردانی:

شکر شایان نثار ایزد منان که توفیق را رفیق راهنما ساخت تا این پایان نامه را به پایان برسانم. از استاد فاضل و اندیشمند جناب آقای دکتر محمد جعفری به عنوان استاد راهنما که همواره نگارنده را مورد لطف و محبت خود قرار داده اند، کمال تشکر را دارم.

تعهد نامه

اینجانب رضا غلامی دانشجوی دوره کارشناسی ارشد رشته مهندسی مکانیک دانشکده پردیس خوارزمی دانشگاه صنعتی شاهرود نویسنده پایان نامه تحلیل عددی صفحات چندلایه کامپوزیتی تحت بار ضربه ای با سرعت پایین تحت راهنمایی دکتر محمد جعفری متعهد می شوم .

- تحقیقات در این پایان نامه توسط اینجانب انجام شده است و از صحت و اصالت برخوردار است .
- در استفاده از نتایج پژوهشهای محققان دیگر به مرجع مورد استفاده استناد شده است .
- مطالب مندرج در پایان نامه تاکنون توسط خود یا فرد دیگری برای دریافت هیچ نوع مدرک یا امتیازی در هیچ جا ارائه نشده است .
- کلیه حقوق معنوی این اثر متعلق به دانشگاه صنعتی شاهرود می باشد و مقالات مستخرج با نام « دانشگاه صنعتی شاهرود » و یا « Shahrood University of Technology » به چاپ خواهد رسید .
- حقوق معنوی تمام افرادی که در به دست آمدن نتایج اصلی پایان نامه تأثیرگذار بوده اند در مقالات مستخرج از پایان نامه رعایت می گردد.
- در کلیه مراحل انجام این پایان نامه ، در مواردی که از موجود زنده (یا بافتهای آنها) استفاده شده است ضوابط و اصول اخلاقی رعایت شده است .
- در کلیه مراحل انجام این پایان نامه، در مواردی که به حوزه اطلاعات شخصی افراد دسترسی یافته یا استفاده شده است اصل رازداری ، ضوابط و اصول اخلاق انسانی رعایت شده است .

تاریخ

امضای دانشجو

مالکیت نتایج و حق نشر

- کلیه حقوق معنوی این اثر و محصولات آن (مقالات مستخرج ، کتاب ، برنامه های رایانه ای ، نرم افزار ها و تجهیزات ساخته شده است) متعلق به دانشگاه صنعتی شاهرود می باشد . این مطلب باید به نحو مقتضی در تولیدات علمی مربوطه ذکر شود .
- استفاده از اطلاعات و نتایج موجود در پایان نامه بدون ذکر مرجع مجاز نمی باشد.

* متن این صفحه نیز باید در ابتدای نسخه های تکثیر شده پایان نامه وجود داشته باشد .

چکیده

در این تحقیق رفتار پس از ضربه یک چندلایه کامپوزیتی تحت اثر پارامترهای متغیر مختلف ضربه زننده و صفحه چندلایه با روش المان محدود و با استفاده از نرم افزار آباکوس شبیه سازی شده است. با استفاده از روش المان محدود، می توان پاسخ ضربه را در چندلایه های کامپوزیتی که در برابر ضربه قرار می گیرند تعیین نمود. صفحه کامپوزیتی مورد مطالعه در این تحقیق یک صفحه کامپوزیتی مستطیل شکل و مسطح است که تحت ضربه ی ناشی از یک ضربه زننده کروی شکل قرار دارد و دارای تعداد چهار لایه و ترتیب لایه چینی های ۰ و ۹۰ درجه و شرایط تکیه گاهی مشخص می باشد. برای انجام مدلسازی ضربه روی این چندلایه کامپوزیتی از المان های پوسته ای پیوسته استفاده شده است که با استفاده از این المان ها و به همراه معیار شکست هاشین، پاسخ و رفتار چندلایه کامپوزیتی در برابر ضربه مورد بررسی قرار گرفته است. مولفه های مقاومت در برابر آسیب چندلایه کامپوزیتی برحسب اندازه و نوع آسیب ایجاد شده در نمونه مورد مطالعه تعیین می شود. مولفه های پاسخ ضربه که با این آزمایش به دست می آید، به فاکتورهای مختلفی وابسته است که این فاکتورها عبارتند از هندسه ی نمونه مورد مطالعه، ترتیب لایه چینی، هندسه ضربه زننده، جرم ضربه زننده، انرژی یا سرعت ضربه زننده، شرایط مرزی، ضریب اصطکاک بین ضربه زننده و سطح بالایی چندلایه کامپوزیتی، سختی تماسی بین لایه ها و غیره. بنابراین نتایجی که در طی این شبیه سازی به دست می آید در موقعیت های دیگر قابل اندازه گیری نبوده و به ترکیب شرایط هندسی و فیزیکی این آزمایش بستگی دارد و فقط منحصر به این آزمایش می باشد. همچنین در طی این شبیه سازی فرض شده است مواد چسباننده و پیوند دهنده الیاف کامپوزیت تمامی ویژگی های پیوندهای بین لایه ای را دارا هستند.

در این تحقیق رفتار ضربه چندلایه کامپوزیتی تحت تاثیر تعدادی از پارامترهای مختلف مورد مطالعه قرار گرفته و نتایج تحلیل ارائه شده است. مدل المان محدود ارائه شده، قدرت پیش بینی

دقیقی داشته و تطابق خوبی با نتایج مطالعات آزمایشگاهی و معتبر دارد، که آن را تبدیل به ابزار ارزشمندی برای پیش‌بینی مقاومت کامپوزیت‌های چندلایه کرده است.

واژه‌های کلیدی: روش المان محدود، صفحات چندلایه‌ی کامپوزیتی با زمینه‌ی پلیمری، پیوند میان لایه‌ها، ضربه با سرعت پایین، معیار شکست هاشین

فهرست مطالب

۱	فصل ۱: مقدمه
۲	۱-۱- مقدمه.....
۳	۲-۱- تعریف مسئله.....
۴	۳-۱- مروری بر کارهای انجام شده.....
۱۹	۴-۱- نوآوری کار.....
۱۹	۵-۱- فصل بندی تحقیق.....
۲۱	فصل ۲: ادبیات پژوهش
۲۲	۱-۲- مقدمه.....
۲۲	۲-۲- تقسیم بندی مواد مرکب.....
۲۳	۳-۲- کامپوزیت های چندلایه.....
۲۴	۲-۳-۲- بافت تک جهته.....
۲۴	۳-۳-۲- بافت پارچه ای.....
۲۴	۴-۲- انواع الیاف.....
۲۵	۵-۲- انواع رزین (ماتریس).....
۲۵	۱-۵-۲- ترموپلاستیک.....
۲۶	۲-۵-۲- ترموست ها.....
۲۶	۶-۲- انواع آسیب ها در اثر برخورد.....
۲۶	۱-۶-۲- ترک ماتریس.....
۲۷	۲-۶-۲- تورق یا لایه لایه شدن.....
۲۸	۳-۶-۲- گسیختگی الیاف.....
۲۸	۴-۶-۲- له شدگی ماتریس.....
۲۸	۷-۲- دسته بندی انواع ضربه.....
۳۰	۸-۲- روابط و معادلات حاکم.....
۳۰	۱-۸-۲- تئوری الاستیک خطی : موارد ارتوتروپیک و همسانگرد عرضی.....
۳۰	۱-۱-۸-۲- موارد ارتوتروپیک.....
۳۲	۲-۱-۸-۲- مواد همسانگرد عرضی.....
۳۳	۲-۸-۲- تئوری کلاسیک چندلایه های کامپوزیتی.....
۳۷	۹-۲- معیارهای آسیب.....
۳۷	۱-۹-۲- معیار آسیب سای-وو.....
۳۸	۲-۹-۲- معیار آسیب هاشین.....
۳۹	۳-۹-۲- معیار آسیب هیل - میسز.....
۴۲	۱۰-۲- قانون برخورد.....
۴۳	۱۱-۲- جمع بندی.....
۴۵	فصل ۳: روش پژوهش
۴۶	۱-۳- مقدمه.....

۴۶	۳-۱-۱- معرفی ابزار تحقیق.....
۴۷	۳-۲- بیان مسأله و شبیه سازی.....
۴۷	۳-۲-۱- پارامترهای ورودی و داده های مدل.....
۴۸	۳-۲-۲- شبیه سازی.....
۴۹	۳-۲-۳- یافتن تعداد المان و مش مناسب جهت همگرایی جواب ها در آباکوس.....
۵۱	۳-۲-۴- تعریف گام زمانی.....
۵۱	۳-۳- بررسی صحت نتایج.....

فصل ۴: یافته های پژوهش ۵۷

۵۸	۴-۱- مقدمه.....
۵۹	۴-۲- تغییر ضریب اصطکاک تماس پرتابه و سطح.....
۵۹	۴-۲-۱- مولفه های اصلی انرژی سیستم.....
۶۱	۴-۲-۲- سایر مولفه های انرژی.....
۶۲	۴-۲-۳- مولفه های نیروی تماسی برخورد.....
۶۴	۴-۲-۴- تغییر مکان عمودی گره های ۴ لایه در مرکز ورق.....
۶۵	۴-۳- تغییر جرم پرتابه.....
۶۵	۴-۳-۱- مولفه های اصلی انرژی سیستم.....
۶۷	۴-۳-۲- سایر مولفه های انرژی.....
۶۹	۴-۳-۳- مولفه های نیروی تماسی برخورد.....
۷۰	۴-۳-۴- تغییر مکان عمودی گره های ۴ لایه در مرکز ورق.....
۷۱	۴-۳-۵- سرعت و تغییر مکان پرتابه.....
۷۳	۴-۴- تغییر در سرعت اولیه پرتابه.....
۷۳	۴-۴-۱- مولفه های اصلی انرژی سیستم.....
۷۵	۴-۴-۲- سایر مولفه های انرژی.....
۷۶	۴-۴-۳- مولفه های نیروی تماسی برخورد.....
۷۸	۴-۴-۴- تغییر مکان عمودی گره های ۴ لایه در مرکز ورق.....
۷۹	۴-۴-۵- سرعت و تغییر مکان پرتابه.....
۸۰	۴-۵- تغییر شرایط تکیه گاهی ورق کامپوزیتی.....
۸۱	۴-۵-۱- مولفه های اصلی انرژی سیستم.....
۸۲	۴-۵-۲- سایر مولفه های انرژی.....
۸۳	۴-۵-۳- مولفه های نیروی تماسی برخورد.....
۸۵	۴-۵-۴- تغییر مکان عمودی گره های ۴ لایه در مرکز ورق.....
۸۶	۴-۵-۵- سرعت و تغییر مکان پرتابه.....
۸۷	۴-۶- تغییر سختی تماس بین لایه های ورق کامپوزیتی.....
۸۸	۴-۶-۱- مولفه های اصلی انرژی سیستم.....
۸۹	۴-۶-۲- سایر مولفه های انرژی.....
۹۰	۴-۶-۳- مولفه های نیروی تماسی برخورد.....
۹۲	۴-۶-۴- تغییر مکان عمودی گره های ۴ لایه در مرکز ورق.....
۹۳	۴-۷- تغییر نحوه چینش لایه های ورق کامپوزیتی.....

۹۳.....	۴-۷-۱- مولفه های اصلی انرژی سیستم.....
۹۴.....	۴-۷-۲- سایر مولفه های انرژی.....
۹۶.....	۴-۷-۳- مولفه های نیروی تماسی برخورد.....
۹۷.....	۴-۷-۴- تغییر مکان عمودی گره های ۴ لایه در مرکز ورق.....
۹۸.....	۴-۷-۵- سرعت و تغییر مکان پرتابه.....

فصل ۵: جمع بندی و پیشنهادها

۱۰۱	
۱۰۲.....	۵-۱- مقدمه.....
۱۰۲.....	۵-۲- نتیجه گیری.....
۱۰۵.....	۵-۳- پیشنهادها برای کارهای آینده.....

۱۰۷	پیوست ها
-----	----------

۱۲۷	مراجع
-----	-------

فهرست اشکال

۲۴	شکل (۱-۲) شماتیک یک صفحه چندلایه کامپوزیتی.....
۲۷	شکل (۲-۲) تورق در کامپوزیت‌های ورقه‌ای [۵۲].....
۳۱	شکل (۳-۲) سیستم مختصات مورد استفاده [۵۴].....
۳۶	شکل (۴-۲) مشخصات چندلایه کامپوزیتی.....
۵۰	شکل (۱-۳) نمودار حساسیت مش بر حسب میزان خطای تحلیل.....
۵۱	شکل (۲-۳) نمودار حساسیت مش بر حسب زمان تحلیل.....
۵۲	شکل (۳-۳) تست آزمایشگاهی و نمونه شبیه سازی شده در مقاله مورد استفاده [۵۸].....
۵۳	شکل (۴-۳) منحنی تغییر مکان گره مرکزی سطح ورق کامپوزیتی در مقاله مورد استفاده برای اعتبارسنجی نتیجه پاسخ اجزاء محدود و تست آزمایشگاهی [۵۸].....
۵۴	شکل (۵-۳) منحنی تغییرات سرعت ضربه زننده در مقاله مورد استفاده برای اعتبارسنجی [۵۸].....
۵۴	شکل (۶-۳) پاسخ تغییر مکان و سرعت ضربه زننده حاصل از مدل سازی آباکوس.....
۵۵	شکل (۷-۳) نتایج نیروی برخورد مقاله مورد استفاده برای اعتبارسنجی [۵۸].....
۵۶	شکل (۸-۳) پاسخ نیروی حاصل از مدل سازی آباکوس در پژوهش جاری برای حصول اعتبار سنجی با مقاله ۵۶
۶۰	شکل (۱-۴) مقایسه مولفه های اصلی انرژی سیستم برای دو مقدار مختلف ضریب اصطکاک تماس پرتابه و سطح الف) ضریب اصطکاک شماره ۱ ب) ضریب اصطکاک شماره ۲.....
۶۲	شکل (۲-۴) مقایسه سایر مولفه های انرژی سیستم برای دو مقدار مختلف ضریب اصطکاک تماس پرتابه و سطح الف) ضریب اصطکاک شماره ۱ ب) ضریب اصطکاک شماره ۲.....
۶۳	شکل (۳-۴) مقایسه مولفه های تماسی برخورد برای دو مقدار مختلف ضریب اصطکاک تماس پرتابه و سطح بالا) ضریب اصطکاک شماره ۱ پایین) ضریب اصطکاک شماره ۲.....
۶۴	شکل (۴-۴) مقایسه تغییر مکان عمودی گره های ۴ لایه در مرکز ورق برای دو مقدار مختلف ضریب اصطکاک تماس پرتابه و سطح الف) ضریب اصطکاک شماره ۱ ب) ضریب اصطکاک شماره ۲.....
۶۶	شکل (۵-۴) مقایسه مولفه های اصلی انرژی سیستم برای دو مقدار مختلف جرم پرتابه الف) جرم شماره ۱ ب) جرم شماره ۲.....
۶۸	شکل (۶-۴) مقایسه سایر مولفه های انرژی سیستم برای دو مقدار مختلف جرم پرتابه الف) جرم شماره ۱ ب) جرم شماره ۲.....
۶۹	شکل (۷-۴) مقایسه مولفه های تماسی برخورد برای دو مقدار مختلف جرم پرتابه الف) جرم شماره ۱ ب) جرم شماره ۲.....
۷۱	شکل (۸-۴) مقایسه تغییر مکان عمودی گره های ۴ لایه در مرکز ورق برای دو مقدار مختلف جرم پرتابه. الف) جرم شماره ۱ ب) جرم شماره ۲.....
۷۲	شکل (۹-۴) مقایسه تغییر مکان عمودی و سرعت پرتابه برای دو مقدار مختلف جرم پرتابه. الف) جرم شماره ۱ ب) جرم شماره ۲.....
۷۴	شکل (۱۰-۴) مقایسه مولفه های اصلی انرژی سیستم برای دو مقدار مختلف سرعت اولیه پرتابه الف) سرعت اولیه شماره ۱ ب) سرعت اولیه شماره ۲.....

شکل (۴-۱۱) مقایسه سایر مولفه های انرژی سیستم برای دو مقدار مختلف سرعت اولیه پرتابه
الف) سرعت اولیه شماره ۱ (ب) سرعت اولیه شماره ۲..... ۷۵

شکل (۴-۱۲) مقایسه مولفه های تماسی برخورد برای دو مقدار مختلف سرعت اولیه پرتابه
الف) سرعت اولیه شماره ۱ (ب) سرعت اولیه شماره ۲..... ۷۷

شکل (۴-۱۳) مقایسه تغییرمکان عمودی گره های ۴ لایه در مرکز ورق برای دو مقدار مختلف سرعت اولیه
پرتابه الف) سرعت اولیه شماره ۱ (ب) سرعت اولیه شماره ۲..... ۷۸

شکل (۴-۱۴) مقایسه تغییرمکان عمودی و سرعت پرتابه برای دو مقدار مختلف سرعت اولیه پرتابه الف) سرعت
اولیه شماره ۱ (ب) سرعت اولیه شماره ۲..... ۸۰

شکل (۴-۱۵) مقایسه مولفه های اصلی انرژی سیستم برای شرایط تکیه گاهی مختلف ورق کامپوزیتی
الف) شرایط تکیه گاهی شماره ۱ (ب) شرایط تکیه گاهی شماره ۲..... ۸۱

شکل (۴-۱۶) مقایسه سایر مولفه های انرژی سیستم برای شرایط تکیه گاهی مختلف ورق کامپوزیتی الف)
شرایط تکیه گاهی شماره ۱ (ب) شرایط تکیه گاهی شماره ۲..... ۸۳

شکل (۴-۱۷) مقایسه مولفه های تماسی برخورد برای شرایط تکیه گاهی مختلف ورق کامپوزیتی
الف) شرایط تکیه گاهی شماره ۱ (ب) شرایط تکیه گاهی شماره ۲..... ۸۴

شکل (۴-۱۸) مقایسه تغییرمکان عمودی گره های ۴ لایه در مرکز ورق برای شرایط تکیه گاهی مختلف ورق
کامپوزیتی الف) شرایط تکیه گاهی شماره ۱ (ب) شرایط تکیه گاهی شماره ۲..... ۸۵

شکل (۴-۱۹) مقایسه تغییرمکان عمودی و سرعت پرتابه برای شرایط تکیه گاهی مختلف ورق کامپوزیتی الف)
شرایط تکیه گاهی شماره ۱ (ب) شرایط تکیه گاهی شماره ۲..... ۸۷

شکل (۴-۲۰) مقایسه مولفه های اصلی انرژی سیستم برای سختی متفاوت تماس لایه های ورق کامپوزیتی
الف) سختی شماره ۱ (ب) سختی شماره ۲..... ۸۸

شکل (۴-۲۱) مقایسه سایر مولفه های انرژی سیستم برای سختی متفاوت تماس لایه های ورق کامپوزیتی
الف) سختی شماره ۱ (ب) سختی شماره ۲..... ۹۰

شکل (۴-۲۲) مقایسه مولفه های تماسی برخورد برای سختی متفاوت تماس لایه های ورق کامپوزیتی الف)
سختی شماره ۱ (ب) سختی شماره ۲..... ۹۱

شکل (۴-۲۳) مقایسه تغییرمکان عمودی گره های ۴ لایه در مرکز ورق برای سختی متفاوت تماس لایه های
ورق کامپوزیتی الف) سختی شماره ۱ (ب) سختی شماره ۲..... ۹۲

شکل (۴-۲۴) مقایسه مولفه های اصلی انرژی سیستم برای نحوه چینش لایه های ورق کامپوزیتی الف) نحوه
چینش شماره ۱ (ب) نحوه چینش شماره ۲..... ۹۴

شکل (۴-۲۵) مقایسه سایر مولفه های انرژی سیستم برای نحوه چینش لایه های ورق کامپوزیتی الف) نحوه
چینش شماره ۱ (ب) نحوه چینش شماره ۲..... ۹۵

شکل (۴-۲۶) مقایسه مولفه های تماسی برخورد برای نحوه چینش لایه های ورق کامپوزیتی الف) نحوه چینش
شماره ۱ (ب) نحوه چینش شماره ۲..... ۹۶

شکل (۴-۲۷) مقایسه تغییرمکان عمودی گره های ۴ لایه در مرکز ورق برای نحوه چینش لایه های ورق
کامپوزیتی الف) نحوه چینش شماره ۱ (ب) نحوه چینش شماره ۲..... ۹۸

- شکل (۴-۲۸) مقایسه تغییر مکان عمودی و سرعت برای نحوه چینش لایه های ورق کامپوزیتی (الف) نحوه چینش شماره ۱ (ب) نحوه چینش شماره ۲..... ۹۹
- شکل (۵-۱) شماتیکی از محیط نرم افزاری آباکوس..... ۱۱۰
- شکل (۵-۲) مدل ربع مورد نظر سیستم..... ۱۱۲
- شکل (۵-۳) مدل ربع مورد نظر سیستم..... ۱۱۲
- شکل (۵-۴) دادن خواص به اجزا در مدول property..... ۱۱۳
- شکل (۵-۵) خواص الاستیک ماده کامپوزیتی..... ۱۱۳
- شکل (۵-۶) خواص شکست ماده کامپوزیتی..... ۱۱۴
- شکل (۵-۷) معیار شکست در ماده کامپوزیتی..... ۱۱۴
- شکل (۵-۸) تشکیل تک لایه کامپوزیتی با جهت گیری صفر درجه..... ۱۱۵
- شکل (۵-۹) تشکیل تک لایه کامپوزیتی ۹۰ درجه..... ۱۱۶
- شکل (۵-۱۰) تقسیم کردن صفحه کامپوزیتی به چند بخش در مدول assembly..... ۱۱۶
- شکل (۵-۱۱) کپی لایه های ایجاد شده در مرحله قبل..... ۱۱۷
- شکل (۵-۱۲) فرم نهایی چندلایه ایجاد شده..... ۱۱۷
- شکل (۵-۱۳) جزییات محل برخورد..... ۱۱۸
- شکل (۵-۱۴) تعیین نوع فرایند و خروجی های مورد نظر در مدول step..... ۱۱۸
- شکل (۵-۱۵) تعیین مقادیر مطلوب برای پارامترهای مورد نظر در قسمت field out..... ۱۱۹
- شکل (۵-۱۶) ایجاد اینتراکشن های مورد نظر..... ۱۲۰
- شکل (۵-۱۷) رفتار مولفه مماسی در تماس لایه ها با یکدیگر..... ۱۲۱
- شکل (۵-۱۸) رفتار مولفه عمودی تماس لایه ها با یکدیگر..... ۱۲۱
- شکل (۵-۱۹) رفتار چسبندگی در تماس لایه ها با یکدیگر..... ۱۲۲
- شکل (۵-۲۰) خواص شکست مربوط به تماس لایه ها با یکدیگر..... ۱۲۲
- شکل (۵-۲۱) مولفه افقی ضریب اصطکاک مربوط به تماس بین سطح و پرتابه..... ۱۲۳
- شکل (۵-۲۲) سختی فشاری عمودی مربوط به تماس بین سطح و پرتابه..... ۱۲۴
- شکل (۵-۲۳) اعمال شرایط مرزی مربوط به چندلایه..... ۱۲۴
- شکل (۵-۲۴) اعمال شرایط مرزی مربوط به چندلایه..... ۱۲۵
- شکل (۵-۲۵) مش بندی پرتابه..... ۱۲۵
- شکل (۵-۲۶) مش بندی لایه ها..... ۱۲۶

فهرست جداول

جدول (۱-۱) پارامترهای متغیرها.....	۴
جدول (۱-۳) پارامترهای متغیر نمونه و پرتابه.....	۴۸
جدول (۲-۳) خواص مکانیکی ورق کامپوزیتی.....	۴۸
جدول (۳-۳) ورودی های مقاله مورد استفاده برای اعتبارسنجی.....	۵۳
جدول (۱-۴) پارامترهای استفاده شده در نمودارهای خروجی.....	۵۸
جدول (۲-۴) واحدهای مربوط به کمیت های خروجی پژوهش.....	۵۹

فصل ۱:

مقدمه

۱-۱- مقدمه

کامپوزیت‌ها دسته‌ای از مواد پیشرفته هستند که در آن‌ها از مواد ساده به‌منظور ایجاد موادی جدید با خواص مکانیکی و فیزیکی برتر استفاده شده است. مزیت مواد مرکب در این است که آن‌ها معمولاً دارای بهترین مشخصات اجزای تشکیل‌دهنده خود بوده و اغلب دارای برخی ویژگی‌ها هستند که هیچ‌یک از اجزا دارای ویژگی‌های مزبور نیستند. استفاده روزافزون از مواد کامپوزیتی نشانگر مزیت‌های بسیار زیاد این مواد می‌باشد. برخی از مزایای این مواد عبارت‌اند از: نسبت استحکام و سفتی ویژه بالا، مقاومت در برابر خوردگی و سایش و همچنین قابلیت طراحی خوب. البته در مقابل مزایای ذکرشده این مواد در مقایسه با فلزات معایبی نیز دارند. یکی از مهم‌ترین معایب این مواد ضعف آن‌ها در برابر ضربه می‌باشد، علاوه بر این عیب چقرمگی شکست پایین، تردی و شکنندگی، تعمیر و نگهداری و بازرسی سخت و همچنین حد تحمل خسارت پایین از جمله معایب این مواد به‌شمار می‌رود. قطعات ماشین‌آلات صنعتی و سازه‌ها بیشتر اوقات علاوه بر اینکه تحت بارهای استاتیکی قرار دارند تحت بارهای دینامیکی خصوصاً ضربه نیز واقع می‌گردند، به‌عنوان مثال می‌توان از سقوط وزنه روی تیر در حین کار یا تعمیرات و نگهداری، تصادف قطعات باهم برخورد سنگریزه کف باند با بدنه سازه هواپیماها در حین بلند شدن از باند، برخورد ذرات تگرگ به سازه‌های صنعتی و غیره نام برد. از طرف دیگر از آنجاکه خسارت ناشی از ضربه با سرعت پایین در سازه هدف قابل‌رؤیت نیست بنابراین رفتار سازه‌های کامپوزیتی در برابر ضربه مانعی برای افزایش کاربردشان در آینده است. ضربه می‌تواند به دلیل صدمات غیرقابل رؤیت در مواد کامپوزیتی لایه‌ای بسیار خطرناک باشد، بنابراین بررسی رفتار سازه‌های کامپوزیتی به‌ویژه چندلایه‌های کامپوزیتی که در برابر ضربه با سرعت پایین قرار می‌گیرند از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است، لذا محققان بر آن شدند که برای طراحی سازه‌های کامپوزیتی از رفتار آن‌ها در برابر ضربه با سرعت پایین اطلاعات مناسبی به دست آورند [۱]. جرم ضربه زننده، سرعت یا انرژی ضربه زننده، ترتیب چینش لایه‌ها در چندلایه کامپوزیتی، شرایط تکیه‌گاهی چندلایه کامپوزیتی، ضریب اصطکاک تماسی بین ضربه زننده و سطح چندلایه کامپوزیتی و سختی تماسی بین لایه‌های

چندلایه کامپوزیتی از جمله پارامترهایی هستند که بر رفتار یک چندلایه کامپوزیتی که تحت ضربه با سرعت پایین قرار دارد تأثیرگذارند لذا بررسی این تأثیرات لازم به نظر می‌رسد. از طرفی برای انجام آزمایش ضربه بر روی مواد کامپوزیتی به صورت تجربی و آزمایشگاهی، نیاز به دستگاه‌های پیشرفته آزمایش و صرف هزینه زیاد است و همچنین برخی موارد جزئی مانند توزیع تنش و کرنش، نحوه انتشار موج، مکانیسم‌های پارگی و... در آزمایش‌های تجربی قابل بررسی نیستند، لذا محققان برای رفع این مشکلات تلاش خود را بر روی روش‌های تحلیلی و عددی آزمایش متمرکز کرده‌اند. در تعدادی از کتاب‌های مرجع [۲-۴] به صورت تحلیلی با استفاده از روش‌های جرم و فنر و تعادل انرژی فرایند ضربه مورد بررسی قرار گرفته است و تعداد بسیاری از محققان نیز فرایند ضربه را با استفاده از روش‌های عددی مورد بررسی قرار داده‌اند.

با عنایت به این موضوع در این پایان‌نامه سعی شده است تأثیر این پارامترها بر روی رفتار چندلایه کامپوزیتی از جمله مؤلفه‌های انرژی، میزان تغییر شکل، نیروی تماسی برخورد و مقدار تنش ایجاد شده به صورت عددی و با استفاده از نرم‌افزار المان محدود آباکوس بررسی شود.

۱-۲- تعریف مسئله

هدف اصلی در این پایان‌نامه، بررسی تأثیر پارامترهای مختلف از جمله جرم ضربه زننده، سرعت ضربه زننده، شرایط مرزی و تکیه‌گاهی نمونه چندلایه کامپوزیتی، چیدمان لایه‌های نمونه، ضریب اصطکاک تماس ضربه زننده و سطح نمونه چندلایه کامپوزیتی و سختی تماس بین لایه‌های نمونه چندلایه روی مؤلفه‌های انرژی نمونه چندلایه کامپوزیتی و همچنین روی مؤلفه‌های نیروی تماسی برخورد، تغییر مکان عمودی نمونه و تنش در سطح ورق مورد بررسی با استفاده از روش عددی و نرم‌افزار المان محدود آباکوس^۱ می‌باشد. نمونه کامپوزیتی مورد بررسی در این تحقیق یک چهار لایه کامپوزیتی با ابعاد 150×100 سانتی متر، ترتیب لایه چینی متقارن و متغیر، ابعاد، چیدمان، جنس و

¹ Abaqus

سایر جزئیات مشخص بوده (مطابق با استاندارد ASTM D7136) و تحت ضربه با سرعت‌های معین قرار می‌گیرد و تأثیر پارامترهای مختلف ضربه زننده و نمونه مطابق آنچه در جدول (۱-۱) مشخص است روی رفتار نمونه که شامل مواردی از قبیل مؤلفه‌های انرژی از جمله انرژی کرنشی، انرژی پتانسیل، انرژی درونی، انرژی اتلافی اصطکاکی، انرژی جذب‌شده، نرخ تغییر مکان، مؤلفه نیروی برخورد، سرعت و جابه‌جایی عمودی پرتابه و مؤلفه‌های تنش در چندلایه کامپوزیتی می‌باشد به روش عددی مورد بررسی قرار گرفته است.

جدول (۱-۱) پارامترهای متغیرها

ردیف	پارامتر متغیر	شماره ۱	شماره ۲	شماره ۳	شماره ۴
۱	ضریب اصطکاک تماس پرتابه و سطح	۰/۳	۰/۲		
۲	جرم پرتابه (kg)	۳/۱۳۲	۴/۷	۱۲/۵۳	
۳	سرعت اولیه پرتابه (m/sec)	۳	۴/۵	۳/۶۷	۶
۴	شرایط تکیه گاهی ورق	CCCC	CFCF		
۵	سختی تماس بین لایه ها (N/m)	۱۰ ^{۱۲}	Hard		
۶	نوع چینش لایه ها	۰/۹۰/۹۰/۰	۰/۹۰/۰/۹۰		

۱-۳- مروری بر کارهای انجام شده

تحقیقات عمده‌ای در زمینه ضربه روی مواد کامپوزیتی صورت گرفته است که این تحقیقات شامل سه روش آزمایش‌های تجربی، روش‌های تحلیلی و روش‌های عددی می‌باشد. مهم‌ترین ابزار مورد استفاده در روش‌های عددی استفاده از روش المان محدود است که این روش توسط نرم‌افزارهای المان محدودی نظیر آباکوس و انسیس^۱ اجرا می‌شود.

ابتدایی‌ترین روشی که برای تحلیل ضربه عمودی روی یک صفحه مستطیل شکل به کار رفت توسط کاراس^۲ در سال ۱۹۳۹ ارائه شد [۵]، که در این روش ضربه وارده به مرکز یک صفحه مستطیل

^۱ Ansys

^۲ Karas

شکل با شرایط مرزی ساده مورد تحلیل قرار گرفت و پس از آن سان و چاتوپادایای^۱ [۶] در سال ۱۹۷۵ روش مذکور را برای تحلیل صفحات کامپوزیتی چندلایه و تحت تنش اولیه استفاده نمودند که در این تحلیل به واسطه وجود تنش‌های کششی اولیه در صفحه از تئوری لاله‌گون صفحات استفاده شده است. روشی که سان و چاتوپادایای ارائه دادند توسط دوبینز و پورتر^۲ در سال ۱۹۸۱ با این فرض که یک نیروی تماسی متمرکز باعث یک نیروی برشی عرضی نامحدود در محدوده‌ی تماس می‌شود به کار گرفته شد. از آن زمان به بعد و در دوره معاصر مطالعات زیادی در زمینه ضربه و اثرات ناشی از آن بر روی سازه‌های کامپوزیتی به صورت تجربی، تحلیلی و عددی صورت پذیرفته است. کتاب آبریت [۴] یک مجموعه جامع برای تحلیل ضربه بر روی صفحات کامپوزیتی می‌باشد.

سان و چن^۳ [۷] با استفاده از روش اجزا محدود و قانون تماسی هرگز به بررسی تجربی صفحات کامپوزیتی با تنش اولیه پرداختند، همچنین آن‌ها در این تحقیق اثرات سرعت ضربه و جرم و اندازه ضربه زننده را روی رفتار صفحات کامپوزیتی مورد بررسی قرار دادند و نتیجه گرفتند که سرعت و جرم ضربه زننده تاثیر مستقیمی روی رفتار و پاسخ ضربه صفحات کامپوزیتی دارند.

کیان و سوانسون^۴ [۸] مشابه روشی که سان و چاتوپادایای انجام دادند به مطالعه رفتار ضربه ای صفحات کامپوزیتی لایه ای پرداختند که شرایط مرزی در هر چهار طرف صفحه از نوع گیردار بود. نتایج حاصل از تحقیق آنها نشان داد که شرایط مرزی از نوع گیردار باعث ایجاد سختیو چقرمگی بیشتر این سازه ها می شود ولی تاثیر چندانی روی میزان انرژی جذب شده ندارد.

کانتویل و مورتون^۵ [۹] برای بررسی تاثیر جرم ضربه زننده روی پاسخ ضربه و ظرفیت تحمل بار سازه‌های کامپوزیتی مطالعاتی انجام دادند، نتایج نشان دادند که یک ضربه زننده با جرم پایین و

¹ Sun and Chattopadhyay

² Porter

³ Sun and Chen

⁴ Quian and Swanson

⁵ Cantwell and Morton

سرعت زیاد باعث تغییر شکل موضعی زیادی روی سازه هدف می شود آن هم در جاهایی که بیشترین میزان انرژی تلف شده را داریم.

یونگ و همکارانش^۱ [۱۰] در تحقیق خود به آنالیز دینامیکی ورق کامپوزیتی با الیاف تقویت کننده گرافیت و با زمینه‌ای از جنس اپوکسی که تحت شرایط مرزی تمام گیردار و با تکیه‌گاه ساده قرار داشت و تحت ضربه با سه مقدار سرعت مختلف بود پرداختند. آن‌ها از روش المان محدود و روش عددی برای محاسبه توزیع نیروی تماسی هنگام ضربه، جابه‌جایی مرکز تورق و تنش و کرنش در ورق استفاده کردند و نتایج به دست آمده نشان دادند که سرعت ضربه پارامتر مهمی در تحلیل رفتار ورق است و با افزایش سرعت هر کدام از پارامترهای بالا افزایش می‌یابد، همچنین توزیع تنش و کرنش بین لایه‌ها برای پیش‌بینی آسیب ضربه اهمیت زیادی دارد.

کیان و سوانسون^۲ [۱۱] تلاش کردند تا دقت محاسبات پاسخ ضربه در مواد کامپوزیتی را با مقایسه نتایج تکنیک‌های حل مختلف ارزیابی کنند و در پایان نتایج حاصله را با نتایج حاصل از محاسبات المان محدود و نتایج تجربی مقایسه کردند و نشان دادند که یک محدوده از پارامترهای عددی برای به دست آمدن دقت خوب راه‌حل‌ها نیاز است.

رابینسون و دیویس^۳ [۱۲] با انجام تحقیقی تأثیر جرم ضربه زننده و هندسه نمونه را روی پاسخ ضربه به صفحات کامپوزیتی بررسی کردند. از انجام تحقیقات مشخص شد که یک اندازه مشخص از نمونه موادی که تحت ضربه با جرم‌های مختلف قرار گرفتند، آسیب‌هایی دیدند که ناشی از انرژی ضربه بود، همچنین نشان داده شد که افزایش قطر نمونه باعث افزایش انرژی ضربه می‌شود که همین باعث به وجود آمدن آسیب‌هایی می‌گردد.

¹ Hsi-Yung-wu

² Quian and Swanson

³ Rabinson and Davies

ابریت^۱ [۱۳-۱۵] از جمله کسانی است که در طول سالیان گذشته مطالعات وسیعی را روی چندلایه‌های کامپوزیتی تحت ضربه و مقاومت آن‌ها در برابر آسیب ناشی از ضربه انجام داده است و نتایج بسیاری را در این زمینه به دست آورده است.

ژائو و دیویس^۲ [۱۶] چندلایه‌های نازک شیشه/پلی‌استر را که تحت ضربه با سرعت پایین قرار داشتند به صورت تجربی مورد مطالعه قرار دادند و در این مطالعه پاسخ ضربه و انرژی جذب شده مورد محاسبه قرار گرفتند. نتایج حاصل نشان دادند که بیشینه نیروی ضربه برای صفحات با ضخامت کم به اندازه ۳۶٪ و برای صفحات با ضخامت زیاد به اندازه ۲۲٪ افزایش یافته است. همچنین نیروی ضربه انرژی جنبشی اتفاقی را می‌توان با استفاده از مقادیر ضخامت لایه‌ها محاسبه کرد.

چون و لام^۳ [۱۷] یک روش عددی برای محاسبه پاسخ ضربه یک چندلایه کامپوزیتی که تحت ضربه با سرعت پایین قرار دارد ارائه دادند که در آن پاسخ دینامیکی ضربه برای شرایط مرزی کاملاً گیردار و زوایای قرارگیری لایه‌ها برای چندلایه کامپوزیتی که تحت ضربه با یک جرم قرار دارند مورد مطالعه قرار گرفت و نیروی تماسی، تغییر شکل، انرژی منتقل شده و تنش‌های حاصله در صفحه چندلایه کامپوزیتی به دست آمدند و تطابق خوبی بین نتایج موجود در دیگر تحقیقات انجام شده و نتایج حاصل وجود داشت.

چاک^۴ و همکارانش [۱۸] پاسخ ضربه صفحات چندلایه کامپوزیتی را به روش اجزا محدود بررسی کرده‌اند و مقادیر عددی برای تنش‌های موجود در صفحه محاسبه و تأثیر ناهمسانگردی روی تنش و همچنین نمودارهای تغییر شکل مورد بحث قرار گرفتند.

کاپرینو^۵ و همکارانش [۱۹] آزمایش‌های ضربه با سرعت پایین را روی چندلایه‌های کامپوزیتی با تقویت کننده‌های کربن و زمینه اپوکسی با ضخامت‌های مختلف به وسیله یک ضربه زننده نیم کروی

¹ Abrate

² Zhou and Davies

³ Chun and Lam

⁴ Chuks

⁵ Caprino

شکل انجام دادند و انرژی جذب شده در نقطه شروع آسیب و ماکزیمم نیرو و همچنین انرژی نفوذ را به دست آوردند.

کانگ و کیم^۱ [۲۰] جهت ارزیابی مکانیزم جذب انرژی کامپوزیت‌های تقویت شده با الیاف کولار تحت ضربه یک مدل تحلیلی با استفاده از روش انرژی ارائه نمودند. آن‌ها در این تحقیق کل انرژی جذب شده توسط نمونه را تحت ضربه با سرعت پایین و بالا مورد مطالعه قرار داده و تطابق خوب نتایج مدل خود را با نتایج تجربی نشان دادند.

میلی و نسیب^۲ [۲۱] در مطالعه خود رفتار صفحات چندلایه کامپوزیتی از جنس E-glass/epoxy که توسط یک ضربه زننده آلومینیومی تحت ضربه با سرعت پایین قرار دارند را به صورت تجربی بررسی کردند که در آن نتایج به دست آمده با استفاده از ماشین ضربه زننده برای سه نوع ترتیب لایه چینی مختلف ارائه شدند و مقادیر مرتبط با زمان فرایند ضربه نظیر شتاب ضربه زننده، مقدار جابه‌جایی پرتابه و تغییر شکل هدف بر اثر ضربه به مرکز آن محاسبه شدند و تأثیر سرعت ضربه زننده و ترتیب قرارگیری لایه‌ها در صفحه کامپوزیتی مورد بحث قرار گرفت.

چو و ژائو^۳ [۲۲] تأثیر پارامترهای هندسی و خواص کامپوزیت‌های چندلایه گرافیت/اپوکسی مانند ضخامت لایه‌ها، سفتی و ترتیب لایه چینی را روی رفتار مکانیکی صفحات کامپوزیتی هدف که تحت ضربه با سرعت پایین قرار دارند مورد بررسی قرار دادند که این مطالعه آن‌ها توسط روش‌های المان محدود دو و سه بعدی به همراه قانون تماسی هرتز انجام شد.

لی^۴ و همکارانش [۲۳] یک تحقیق تجربی و عددی روی تأثیر ضربه با سرعت پایین روی صفحات کامپوزیتی چندلایه داشتند. نتایج حاصل از تحقیق آن‌ها نشان دادند که ماکزیمم نیروی تماسی برخورد زمانی کاهش می‌یابد که ماکزیمم تغییر شکل با افزایش ابعاد صفحه زیاد شود، علاوه بر این

¹ Kang and Kim

² Mili and Necib

³ Cho and Zhao

⁴ Li

تأثیر شرایط مرزی روی ماکزیمم نیروی تماسی، ماکزیمم تغییر شکل و اندازه لایه‌لایه شدگی خیلی کم بود اما جرم ضربه زننده تأثیر ویژه‌ای روی رفتار ضربه‌ای صفحه کامپوزیتی داشت.

اصلان^۱ و همکارانش [۲۴] در تحقیق خود به مطالعه و ارزیابی اثرات درون صفحه‌ای ضربه روی یک چندلایه کامپوزیتی در فرایند ضربه با سرعت پایین پرداخته‌اند. آن‌ها یک چندلایه کامپوزیتی با ترتیب لایه چینی [۰/۹۰/۰/۹۰] با الیاف تقویت‌کننده از جنس شیشه و زمینه از جنس اپوکسی را به صورت تجربی و عددی مورد مطالعه قرار دادند. آزمایش ضربه با استفاده از یک ماشین آزمایش مخصوص ضربه انجام شده و جرم ضربه زننده دارای مقادیر ۱۳۵ و ۲۶۰۰ گرم بوده است و سرعت ضربه زننده مقدار ۳ m/s بود. مطالعات روی صفحات چندلایه کامپوزیتی با ابعاد ۱۵۰×۱۵۰ میلی‌متر و ۱۰۰×۱۰۰ میلی‌متر و ۵۰×۱۵۰ میلی‌متر با شرایط مرزی دو طرف گیردار و دو طرف آزاد انجام شد در حالی که ضربه به مرکز صفحه نمونه مورد بررسی وارد می‌شد. مدل سازی عددی با استفاده از نرم‌افزار المان محدود 3DIMPACT برای محاسبه تنش‌ها و نیروهای ضربه روی صفحه‌های کامپوزیتی و پیش‌بینی آستانه آسیب‌دیدگی نمونه کامپوزیتی در حین فرایند ضربه انجام شد.

پارک و جنگ^۲ [۲۵] (۲۰۰۳) تأثیر ضخامت نمونه کامپوزیتی را بر روی رفتار کامپوزیت‌های ساخته شده با الیاف آرامید و زمینه از جنس وینیلستر بررسی کردند. در این تحقیق انرژی برخورد و مساحت ناحیه تورق به عنوان تابعی از ضخامت لایه‌ها بررسی شده‌اند و نشان داده شد که مکانیزم جذب انرژی ضربه بین ضخامت کامپوزیت سه لایه و کامپوزیت چهار لایه تغییر می‌کند. انرژی ضربه برای چندلایه‌های نازک تحت کنترل جابه‌جایی و ناحیه تورق می‌باشد در حالی که انرژی ضربه برای چندلایه‌های کلفت به وسیله ماکزیمم نیرو کنترل می‌شود. علی‌رغم ناحیه تورق کم، کامپوزیت‌های نازک انرژی ضربه بالاتری را به همراه افزایش ماکزیمم نیرو نشان می‌دهند.

¹ Aslan

² Park and Jang

هر و لیانگ^۱ [۲۶] (۲۰۰۴) صفحات چندلایه کامپوزیتی و سازه‌های پوسته‌ای را که تحت ضربه با سرعت پایین قرار داشتند توسط نرم‌افزار المان محدود انسیس بررسی کردند و تأثیر پارامترهای مختلف از جمله انحنای پوسته، شرایط مرزی گیردار یا ساده نمونه کامپوزیتی و سرعت ضربه زننده مورد بررسی قرار گرفتند. نتایج عددی نشان می‌دهند که سازه‌های با ضریب سختی بزرگ‌تر مانند سازه‌های دارای انحنای کمتر و شرایط مرزی گیردار باعث ایجاد نیروی تماسی بزرگ‌تر و تغییر شکل کمتر می‌شوند و پاسخ ضربه سازه مورد بررسی به سرعت ضربه زننده وابستگی زیادی دارد.

وایتینگهام^۲ و همکارانش [۲۷] (۲۰۰۴) اثر بارگذاری اولیه را روی پاسخ ضربه چندلایه کامپوزیتی از جنس کربن/اپوکسی که تحت ضربه با سرعت پایین قرار دارند مورد مطالعه قراردادند و تأثیر این پیش بارگذاری را روی عمق نفوذ ضربه زننده، انرژی جذب‌شده و اوج نیروی ضربه به صورت آزمایشگاهی به دست آوردند. نتایج حاصل از تحقیق آن‌ها نشان دادند که عمق نفوذ، ماکزیمم بار و انرژی جذب‌شده اساساً مستقل از طبیعت و اندازه پیش بارهای اعمال شده به صفحه در سطوح پایین انرژی ضربه زننده هستند اما با افزایش انرژی ضربه زننده تأثیر پیش بارگذاری‌ها بیشتر قابل توجه خواهد بود.

هسور^۳ و همکارانش [۲۸] با انجام تحقیقات آزمایشگاهی پاسخ ضربه چهار ترکیب مختلف از چندلایه‌های کامپوزیتی هیبریدی که تحت ضربه با سرعت پایین قرار دارند را به دست آوردند. پاسخ ضربه چندلایه‌ای از جنس کربن/اپوکسی هم مورد بررسی قرار گرفته است.

میتروفسکی^۴ و همکارانش [۲۹] در تحقیق خود اثر شکل ضربه زننده را روی پاسخ ضربه یک چندلایه کامپوزیتی از جنس کربن/اپوکسی مورد بررسی قراردادند. آن‌ها با استفاده از یک وسیله پرتاب وزنه نمونه را تحت ضرباتی با انرژی‌های پایین ۴ و ۶ ژول قراردادند که این ضربات با استفاده از ضربه

¹ Her and Liang

² Whittingham

³ Hosur

⁴ Mitrevski

زننده‌های نیم کرووی شکل، نوک تیز و مخروطی شکل که قطر تمامی آن‌ها ۱۲ میلی‌متر می‌باشد انجام می‌شد. در پایان نتایج حاصل نشان دادند که نمونه‌ای که تحت ضربه با ضربه زننده مخروطی شکل قرار گرفته است دارای مقدار جذب انرژی بیشتری است و ضربه زننده نیم کرووی شکل باعث ماکزیمم نیرو و کمترین زمان تماس می‌شود. همچنین مشخص شد که تنها ضربه زننده نیم کرووی شکل با انرژی ۴ ژول باعث ایجاد آسیبی می‌شود که به سختی قابل‌رویت بود در حالی که باقی اشکال ضربه زننده باعث ایجاد سوراخ در نمونه هدف شدند.

مئو^۱ و همکارانش [۳۰] رفتار صفحات کامپوزیتی با الیاف کربنی و زمینه اپوکسی که با الیاف SMA^۲ تقویت شده‌اند را تحت ضربه با سرعت پایین بررسی کردند که نتایج حاصل از تحقیق آن‌ها نشان دادند برای یک ضربه با سرعت پایین الیاف SMA^۱ اضافه شده به کامپوزیت می‌توانند منجر به افزایش مقاومت سازه ترکیبی حاصل در مقایسه با سازه‌های کامپوزیتی مرسوم شوند در واقع الیاف SMA^۱ اضافه‌شده قابلیت جذب انرژی نمونه کامپوزیتی ترکیبی حاصله را افزایش می‌دهد.

صالحی خوجین^۳ و همکارانش [۳۱] در طی یک تحقیق تجربی نتایج یک مطالعه آزمایشگاهی را روی چندلایه‌های کامپوزیتی از جنس کولار/فایبرگلاس که تحت ضربه در دماهای متغیر قرار دارند را به دست آوردند. آن‌ها تأثیر دما را روی ماکزیمم انرژی، انرژی الاستیک، ماکزیمم تغییر شکل، ماکزیمم نیروی ضربه و مقاومت فشاری آن‌هم تحت ضربات بانرژی پایین (بانرژی های ۸ و ۱۵ و ۲۵ ژول) بررسی کردند. نتایج به دست آمده نشان دادند که دما تأثیر قابل توجهی روی عملکرد ضربه و این پارامترها داشته است.

تیتا^۴ و همکارانش [۳۲] مطالعاتی را به صورت عددی و با استفاده از نرم‌افزار المان محدود آباکوس روی صفحات کامپوزیتی چندلایه با تقویت‌کننده‌هایی از جنس کربن و زمینه از جنس اپوکسی که

¹ Meo

² Shape-Memory Alloy

³ Salehi Khojin

⁴ Tita

تحت ضربه با سرعت پایین قرار دارند انجام دادند و تأثیر قرارگیری لایه‌ها و انرژی ضربه زننده را با استفاده از نمودارهای نیرو-زمان، تغییر شکل-زمان و انرژی-زمان بررسی کردند.

ستوده و همکارانش [۳۳] برای مطالعه ضربه با سرعت پایین روی صفحات چندلایه کامپوزیتی تقویت شده با الیاف یک روش الاستیک سه‌بعدی را به همراه روش تئوری لایه‌ای هوشمند صفحات چندلایه به کار بردند. یک کد محاسبه‌گر IMPLW3D برای این مقصود مورد استفاده قرار گرفت و قانون تماس غیرخطی هرتز نیز برای محاسبه نیروی تماس بین ضربه زننده و صفحه چندلایه هدف به کار رفت. در پایان تأثیر پارامترهای سرعت ضربه زننده، جرم ضربه زننده و خواص ناهمسانگردی مواد روی پاسخ ضربه چندلایه کامپوزیتی به دست آمدند.

ایستن و آتاس^۱ [۳۴] رفتار ضربه یک چندلایه کامپوزیتی با الیاف شیشه و زمینه از جنس اپوکسی را در دماهای مختلف (۲۰ و -۲۰ و -۶۰) درجه به صورت تجربی و در شرایط آزمایشگاهی مورد بررسی قرار دادند. آزمون‌های ضربه با استفاده از یک ضربه زننده با جرم ثابت انجام شدند و ترتیب قرارگیری لایه‌ها در چندلایه به صورت [۴۵/-۴۵/۹۰/۰] بود که تحت ضربات با انرژی‌های متغیر از ۵ ژول تا ۷۰ ژول قرار داشت. در پایان تغییرات مشخصه‌های ضربه نظیر ماکزیمم نیروی تماسی، ماکزیمم تغییر شکل، ماکزیمم زمان برخورد و انرژی جذب شده بر حسب انرژی ضربه زننده به صورت نمودار استخراج شدند و نتایج حاصله نشان دادند که دمای محیط تأثیر بسزایی روی پاسخ ضربه مواد کامپوزیتی دارد. خلیلی و همکارانش [۳۵] رفتار صفحات کامپوزیتی چندلایه را در برابر ضربه با سرعت پایین که توسط یک ضربه زننده کروی شکل روی صفحه زده می‌شود را با استفاده از بسته اجزای محدود آباکوس شبیه‌سازی کرده‌اند. در این تحقیق اثر مدول یانگ ضربه زننده بر روی پارامترهایی نظیر مقدار انرژی منتقل شده به صفحه، ضریب بازگشت، حداکثر نیروی تماسی و مدت زمان ضربه صورت گرفت، همچنین تأثیر تغییر شعاع و سرعت ضربه زننده بر روی حداکثر نیروی تماسی و ضریب بازگشت نیز به دست آمد. نتایج تحقیق نشان داد که در صورتی که مدول یانگ ضربه زننده از حد معینی فراتر رود

¹ Icten and Atas

اثر آن بر روی انرژی منتقل شده به صفحه و ضریب بازگشت تا حد قابل ملاحظه‌ای کم می‌شود. در این تحقیق مشخص شد که با در نظر گرفتن انرژی جنبشی ثابت برای ضربه زننده، با افزایش سرعت حداکثر نیروی تماسی ابتدا افزایش می‌یابد ولی از یک سرعت مشخص به بعد سرعت افزایش آن کم می‌شود، همچنین با افزایش شعاع ضربه زننده ضریب بازگشت ابتدا کاهش و سپس افزایش می‌یابد و در یک شعاع و سرعت ضربه زننده مشخص حداقل انرژی به جسم منتقل خواهد شد.

کاراکوزو^۱ و همکارانش [۳۶] اثرات انرژی ضربه زننده، جرم ضربه زننده و سرعت ضربه زننده را روی ماکزیمم نیروی برخورد، ماکزیمم تغییر شکل و زمان برخورد و انرژی جذب شده و همچنین آسیب کلی ایجاد شده روی یک ناحیه از نمونه چندلایه کامپوزیتی تقویت شده با الیاف شیشه و زمینه از جنس اپوکسی به صورت عددی و تجربی بررسی کردند. در نمونه کامپوزیتی در این تحقیق ترتیب قرارگیری لایه‌ها به صورت [۰/۳۰/۶۰/۹۰] درجه انتخاب شد و ضربه با استفاده از روش المان محدود و توسط نرم‌افزار 3DIMPACT شبیه سازی شد و نتایج تحقیق نشان دادند که تطابق خوبی بین مشاهدات عددی و آزمایشگاهی وجود دارد.

آکین و سنل^۲ [۳۷] در تحقیق خود به مطالعه پاسخ ضربه کامپوزیت‌های چندلایه با الیاف تقویت کننده شیشه و با زمینه اپوکسی که تحت ضربه با سرعت پایین قرار گرفته‌اند به صورت تجربی و آزمایشگاهی پرداخته‌اند. آزمایش ضربه به کمک یک ماشین سقوط وزنه انجام شد و نمونه کامپوزیتی مورد بررسی دارای دو نوع شرایط مرزی متفاوت و سه نوع ترتیب لایه چینی بود و ضربه زننده با انرژی‌های مختلف به این نمونه وارد شد تا رفتار این سازه کامپوزیتی مورد مطالعه قرار گیرد. نتایج حاصله نشان دادند که نمونه کامپوزیتی با شرایط مرزی چهار طرف گیردار پایداری بیشتری نسبت به نمونه با شرایط مرزی دو طرف گیردار داشت اما نمونه با شرایط مرزی چهار طرف گیردار دارای توزیع آسیب بیشتری بود. همچنین نتایج حاصله نشان دادند که زاویه قرارگیری الیاف تأثیر کمی روی

¹ Karakuzu

² Akin and Senel

آزمایش‌های ضربه داشتند. همچنین مشاهده شد که آسیب ایجاد شده در کف ماده کامپوزیتی روی الیاف وجود دارد. در واقع هدف آن‌ها از انجام این آزمایش‌ها، دیگران را در انجام کارهای مشابه آینده برای محاسبه میزان آسیب روی نمونه‌های پیش بارگذاری شده راهنمایی خواهد نمود.

کورسان و سنل^۱ [۳۸] در تحقیقی تأثیرات ضربه با سرعت پایین را روی یک چندلایه کامپوزیتی با الیاف تقویت‌کننده شیشه و زمینه اپوکسی که تحت پیش بارگذاری قرار داشت بررسی کردند. در حین آزمایش‌ها بارگذاری‌های مختلف کششی و فشاری روی نمونه کامپوزیتی اعمال شدند و ضربه‌های با سرعت پایین به وسط صفحه نمونه تحت پیش بارگذاری وارد شدند و در پایان نمودارهای نیرو-زمان استخراج شده از آزمایش‌ها مورد بحث قرار گرفتند، همچنین دیگر نمودارها از جمله انرژی-زمان و نیرو-جابجایی نیز به دست آمدند.

کومار و کیشوره^۲ [۳۹] برای به دست آوردن اطلاعات اولیه در مورد رفتار ضربه‌ای چندلایه‌های کامپوزیتی از جنس فایبرگلاس با زمینه پلی استر^۳ مطالعاتی را انجام دادند. در واقع هدف آن‌ها از انجام این تحقیق مشخص کردن آسیب به وجود آمده برای چندلایه‌های فایبرگلاسی که تحت ضربه با سرعت پایین و جرم بالا قرار می‌گیرند بود. همچنین تأثیر اضافه کردن یک لایه محافظ لاستیکی به چندلایه کامپوزیتی نیز مورد بررسی قرار گرفت. مدل سازی المان محدود توسط نرم افزار انسیس انجام گرفت که این مدل‌ها قادر به پیش‌بینی تنش‌ها و کرنش‌های ایجاد شده در چندلایه در حین فرایند ضربه بودند که با آسیب به وجود آمده توسط روش تجربی مقایسه شدند.

توسلی و همکارانش [۴۰] با استفاده از روش‌های عددی و آزمایشگاهی مشخصات جذب انرژی توسط کلاهک‌های کامپوزیتی به کاررفته برای حفاظت در برابر ضربه در اتومبیل‌ها را انجام دادند. آن‌ها همچنین برای نشان دادن تأثیر زاویه قرارگیری الیاف روی میزان جذب انرژی تحقیقاتی انجام دادند و

¹ Kursun and Senel

² Kumar Kranthi and Kishore

³ FRP

همچنین اثرات زوایای قرارگیری الیاف روی رفتار آسیبی سازه‌های کلاه شکل نیز در این تحقیق ارائه شده است.

بالاسوبرامانی^۱ و همکارانش [۴۱] در تحقیقی یک مطالعه عددی روی رفتار صفحات کامپوزیتی چندلایه که تحت ضربه با سرعت پایین قرار دارند انجام دادند که در طی این مطالعه یک مدل‌سازی المان محدود برای بررسی توزیع تنش در حین ضربه روی چندلایه کامپوزیتی موردنظر ارائه شده است و تأثیر پارامترهای مختلف ضربه زننده و همچنین نمونه کامپوزیتی از جمله جرم و سرعت ضربه زننده، شرایط مرزی، ضخامت و ترتیب لایه چینی چندلایه کامپوزیتی روی توزیع تنش در صفحه چندلایه کامپوزیتی هدف در نظر گرفته شد. نتایج حاصل تأثیر قابل توجه پارامترهای فوق‌الذکر را در توزیع تنش روی چندلایه کامپوزیتی نشان دادند.

قاسمی و همکارانش [۴۲] تأثیر سرعت پایین یک ضربه زننده با جرم کم و جرم زیاد را روی پاسخ دینامیکی ضربه یک چندلایه کامپوزیتی با تقویت‌کننده‌های فلزی به صورت تحلیلی - عددی مورد مطالعه قرار دادند. آن‌ها تابع نیروی ضربه را به صورت تحلیلی و پاسخ ضربه را به صورت عددی و با استفاده از نرم‌افزار المان محدود آباکوس به دست آوردند. نتایج حاصل از تحقیق آن‌ها نشان دادند که اگر ضربه زننده با جرم کمتر روی چندلایه با شرایط مرزی ساده یا گیردار وارد شود پارامترهایی نظیر جرم و سرعت ضربه زننده، جرم صفحه چندلایه کامپوزیتی هدف، جهت قرارگیری الیاف و فرکانس طبیعی صفحه چندلایه تقریباً اثری روی نیروی ضربه و تغییر شکل صفحه ندارند در حالی که برای ضربه زننده با جرم بالا همه پارامترهای فوق‌الذکر دارای تأثیر مشخص و قابل توجهی روی پاسخ ضربه صفحه چندلایه کامپوزیتی بودند.

در یک تحقیق جدید مالک و عارف [۴۳] روش نوین شبکه عصبی ANN^۲ برای محاسبه میزان انرژی جذب شده توسط صفحات کامپوزیتی چندلایه‌ای که تحت ضربه با سرعت پایین قرار می‌گیرند

¹ Balasubramani

² Artificial Neural Network

ارائه دادند و در مورد در صد بازده و میزان مفید بودن استفاده از شبکه‌های عصبی برای پیش‌بینی و محاسبه مقدار انرژی جذب‌شده توسط صفحات کامپوزیتی با کمترین میزان خطا بحث کردند و به نتایجی دست یافتند.

ملک‌زاده و همکارانش [۴۴] در مقاله‌ای مسئله پاسخ ضربه با سرعت پایین روی یک صفحه کامپوزیتی ساندویچی به‌وسیله یک ضربه زننده صلب استوانه‌ای را مورد مطالعه قرار دادند. صفحه کامپوزیتی مورد نظر دارای شرایط مرزی گیردار یا ساده بود و با توجه به بررسی کارهای قبلی لایه چینی ورقه‌ها می‌توانست کاملاً دلخواه باشد، در این تحقیق تأثیر پارامترهای مختلف نظیر سرعت ضربه با جرم ضربه زننده، ترتیب لایه چینی، ضخامت لایه‌ها، نیروهای اولیه درون صفحه‌ای و ضخامت هسته روی پاسخ ضربه به صفحه ساندویچی به صورت کیفی و کمی بررسی شده است. نتایج حاصله نشان داد که با افزایش جرم ضربه زننده تغییر شکل و زمان تماس افزایش می‌یابد و ترتیب لایه چینی ورقه‌ها اثر ناچیزی روی نیروی ضربه و زمان تماس دارد. علاوه بر این‌ها اگر حالت نیروهای درون صفحه‌ای صفر به عنوان حالت مرجع در نظر گرفته شود، نیروهای درون صفحه‌ای مثبت باعث افزایش نیروی ضربه و کاهش زمان تماس می‌شوند. در حالی که نیروهای درون صفحه‌ای منفی دقیقاً اثرات معکوس خواهند داشت.

تراقی^۱ و همکارانش [۴۵] در مقاله‌ای پاسخ ضربه با سرعت پایین صفحات کامپوزیتی چندلایه با الیاف تقویت‌کننده کولار و زمینه اپوکسی را که با در صدهای وزنی مختلف از MWCNT^۲ تقویت شده بودند در شرایط معمولی محیطی و همچنین در شرایط محیطی با دمای پایین مورد مطالعه قرار دادند و از نمودارهای انرژی به دست آمده برای تخمین آستانه نفوذ چندلایه کامپوزیتی کولار/اپوکسی استفاده نمودند، به علاوه اثر MWCNT را روی چندلایه کامپوزیتی با اعمال همان میزان انرژی ۴۵ ژول استخراج شد. در پایان نتایج حاصل نشان دادند که وابستگی قابل توجهی بین دمای محیط و مقدار

¹ Taraghi

² multi walled carbon nanotubes at ambient and low temperatures

MWCNT روی شکل آسیب وارده به نمونه موردنظر وجود دارد. همچنین از نتایج به دست آمده مشاهده شده که MWCNT باعث افزایش قابل توجه پاسخ ضربه چندلایه کامپوزیتی شده و اندازه آسیب ایجاد شده را کاهش داده و محدود می کنند و در نتیجه از افزایش آن جلوگیری می کنند. علاوه بر این نتایج نشان دادند افزایش ۰/۵ درصدی MWCNT باعث افزایش ۳۵ درصدی جذب انرژی در دمای محیط می شود و افزایش ۰/۳ درصدی MWCNT باعث افزایش ۳۴ درصدی ظرفیت انرژی جذب شده در دمای پایین می شود.

توسلی و همکارانش [۴۶] در طی یک تحقیق تحلیلی و تجربی یک مدل تحلیلی-تجربی برای جذب انرژی پروفیل های کامپوزیتی کلاهی شکل که تحت نیروی عرضی با سرعت پایین قرار گرفته اند و دارای سه نوع شرط تکیه گاهی متفاوت هستند ارائه دادند. نتایج حاصل از تحقیق آن ها نشان دادند که مدل تحلیلی تطابق خوبی با نتایج تجربی دارد بنابراین با ثابت در نظر گرفتن بقیه پارامترها این مدل می تواند در لایه چینی ها و شرایط مرزی مختلف میزان انرژی جذب شده توسط پروفیل مورد اشاره در تحقیق را پیش بینی کند. بیشترین انطباق در کل شرایط تکیه گاهی بررسی شده در لایه چینی [۷۵-۷۸] با میزان خطای ۲۳ درصد آن هم در شرایط تکیه گاهی یک سر گیردار-یک سر ساده بود و کمترین میزان انطباق در کل شرایط تکیه گاهی بررسی شده در لایه چینی [۶۰-۳۰/۶۰-۳۰] با خطای ۱۹/۸۸ درصد در شرایط تکیه گاهی یک سر گیردار-یک سر ساده می باشد.

قاجار و رصاف [۴۷] در تحقیق خود که به صورت تجربی انجام شد به بررسی اثر شکل ضربه زننده و اثر دماهای بالا روی پاسخ ضربه صفحات کامپوزیتی که تحت ضربه با سرعت پایین قرار دارند پرداختند. آن ها آزمایش خود را روی یک نمونه از جنس شیشه/اپوکسی و با ابعاد $3 \times 120 \times 120$ میلی متر و با ضربه زننده ای به جرم ۷ کیلوگرم انجام دادند در حالی که سرعت ضربه هم ۱/۴ متر بر ثانیه بود. برای انجام این آزمایش از دستگاه وزنه افتان و برای بررسی اثر شکل ضربه زننده از چهار نوع ضربه زننده تخت، نیم کروی، مخروطی و سهموی استفاده شد و میزان آسیب، زمان برخورد، بیشینه نیروی برخورد، انرژی جذب شده و جابه جایی برای این چهار ضربه زننده با اشکال مختلف باهم مقایسه

شدند. نتایج حاصل از تحقیق نشان داد هرچه سر ضربه زننده پهن تر باشد زمان برخورد کمتر و بیشینه نیروی برخورد کمتر خواهد بود، همچنین برای بررسی اثر دما روی پاسخ کامپوزیت، دماهای آزمایش را بین دمای اتاق و دمای ۱۵۰ درجه تغییر داده و پارامترهایی مانند بیشینه نیروی برخورد، جابه‌جایی و انرژی جذب شده مورد بررسی قرار گرفتند. نتایج حاصله نشان دادند با افزایش دما بیشینه نیروی برخورد کاهش و جابه‌جایی افزایش می‌یابد ولی انرژی جذب شده با دما تغییر چندانی نمی‌کند. پاک نژاد و همکارانش [۴۸] در تحقیق خود اثرات بار ضربه‌ای با جرم کم و سرعت پایین را روی یک ورق کامپوزیتی لایه‌ای با تکیه‌گاه‌های تمام‌گیردار و با بهره‌گیری از چند جمله‌ای مناسب و روش تابع وزنی گلرکین مطالعه کردند. آن‌ها رفتار متقابل بین ضربه زننده و ورق کامپوزیتی را به کمک یک سیستم دو درجه آزادی جرم-فنر مدل‌سازی کردند. نتایج حاصل از تحقیق نشان دادند که پارامترهایی مانند جرم و سرعت ضربه زننده در یک مقدار انرژی جنبشی ثابت، جرم ورق کامپوزیتی (هدف)، افزایش طول به عرض ورق و زاویه چیدمان الیاف در چندلایه‌ها از عوامل مهم و تأثیرگذار در بررسی پدیده ضربه و طراحی سازه‌ها می‌باشد.

مهربانی یگانه و همکارانش [۴۹] در تحقیقی تأثیر هندسه ضربه زننده را بر فرایند نفوذ شبه استاتیکی در کامپوزیت‌های چندلایه تقویت‌شده با الیاف شیشه و با زمینه اپوکسی که تحت ضربه قرار دارند به صورت تجربی مورد مطالعه قرار دادند. آزمایش‌های نفوذ با نرخ بارگذاری و انرژی پایین توسط نفوذکننده‌های استوانه‌ای با شش هندسه دماغه تخت، نیم کره و مخروطی انجام شد و رفتار چندلایه کامپوزیتی هدف از جمله میزان جذب انرژی، نیروی تماسی، مکانیزم‌های گسیختگی و غیره برای ضربه زننده‌های مختلف مورد بررسی قرار گرفت. مقایسه انرژی‌های جذب شده نشان داد که در یک جابجایی (عمق نفوذ) یکسان هدف کامپوزیتی انرژی‌های بیشتری از نفوذکننده‌های کندتر جذب می‌کند. نفوذکننده مخروطی بیشترین انرژی را برای نفوذ کامل نیاز دارد و طول دماغه بیشتر افزایش جابجایی تا نفوذ کامل را به دنبال دارد. آرترو^۱ و همکارانش [۵۰] در طی یک مطالعه اثر جرم ضربه

¹ Artero

زننده را روی رفتار یک چندلایه کامپوزیتی با الیاف تقویت کننده از جنس کربن و با زمینه اپوکسی که تحت ضربه با سرعت پایین قرار دارند بررسی نمودند. برای این منظور آزمایش‌های تجربی در محدوده انرژی ۱۰ تا ۱۱۰ ژول با سه جرم متفاوت از ضربه زننده مورد نظر انجام شد، همچنین آن‌ها در این آزمایش دو ضخامت مختلف از چندلایه کامپوزیتی را در نظر گرفتند. برای مشاهده تأثیر جرم ضربه زننده چندلایه کامپوزیتی به وسیله یک دستگاه اسکن و یک سیستم چندمرحله‌ای اولتراسونیک مورد بازرسی قرار گرفت که این آنالیز غیر مخرب تأثیر جرم ضربه زننده را روی شکست چندلایه کامپوزیتی در اختیار آن‌ها قرار داد.

۴-۱- نوآوری کار

- استفاده از مدل شکست هاشین در نرم‌افزار آباکوس برای تخمین پایداری و مقاومت مکانیکی ماده کامپوزیتی
- تعریف خاصیت بین لایه ای متغیر برای نمونه کامپوزیتی چندلایه و بررسی تاثیر آن روی رفتار چندلایه کامپوزیتی
- تعریف ضریب اصطکاک برای برخورد در سیستم و بررسی تاثیر آن
- بررسی رفتار چندلایه کامپوزیتی برای دو نوع متفاوت چینش لایه ها

۵-۱- فصل بندی تحقیق

موضوعات بررسی شده در این پایان نامه به صورت زیر ارائه می گردند:

در فصول اول و دوم این پایان نامه، به مروری بر ادبیات موضوع و پژوهش‌های انجام شده درباره انواع اثرات ضربه‌های مکانیکی بر روی رفتار مکانیکی و دینامیکی سازه‌های مختلفی همچون تیرها و ورق‌ها و چندلایه‌ها پرداخته شده است. عموماً این سازه‌ها ساختار و جنس‌های متفاوتی دارند، جنس آن‌ها از مواد همگن و ناهمگن و همچنین مواد تابعی هدفمند یا کامپوزیت‌های چندلایه می‌باشد. به این دلیل که در این پژوهش سازه مورد بررسی و مورد اصابت ضربه یک کامپوزیت چندلایه می‌باشد، به

بیان خواص مکانیکی و دینامیکی یک کامپوزیت با استفاده از روابط تئوری و مدل سازی های انجام شده در منابع پرداخته شده است.

در قسمت بعدی انواع مدل های مختلفی که می تواند برای تشریح مدل سازی ریاضی و تجربی ضربه استفاده شود تشریح می شود و استفاده از قانون هرتز و سایر روابط تئوری در انجام کارها و مطالعات قبلی مقایسه می شود.

در فصل سوم، با استفاده از نرم افزار المان محدود آباکوس، نحوه مدل سازی یک کامپوزیت چندلایه با اثرات بین لایه ای و همچنین مدل برخورد در قالب تصاویری که در حین انجام عمل مدل سازی از محیط نرم افزار گرفته شده اند، به طور کامل تشریح شده است. لازم به ذکر است مراحل شبیه سازی پدیده ضربه به پیوست منتقل شده و در این فصل فرایند مش و بندی و نوع المان ها و... بررسی شده است.

نهایتاً در فصل چهارم به بررسی و تحلیل نتایج مربوط به انرژی، نیرو، سرعت و تغییر مکان های سیستم با استفاده از نرم افزار مورد استفاده پرداخته ایم و تحلیل جامعی روی این نمودارها ارائه داده ایم، همچنین مدل انجام شده در آباکوس را با یکی از مقالات معتبر اعتبارسنجی کرده ایم.

در فصل پنجم نیز به نتیجه گیری و بیان نتایج کلی استخراج شده از تحلیل های انجام شده و در ادامه کار به ارائه پیشنهادها برای پژوهش های آینده پرداخته ایم.

فصل ۲: ادبیات پژوهش

۲-۱- مقدمه

در طول این فصل به مروری بر ادبیات موضوع و تئوری‌های مرتبط با موضوع ضربه و سازه‌های کامپوزیتی به خصوص چندلایه‌های کامپوزیتی پرداخته شده است. به این دلیل که در این پژوهش سازه مورد بررسی و مورد اصابت ضربه یک کامپوزیت چندلایه می‌باشد، به بیان خواص مکانیکی و دینامیکی یک کامپوزیت با استفاده از روابط تئوری و مدل سازی‌های انجام شده در منابع پرداخته شده است. در قسمت بعدی انواع مدل‌های مختلف مورد استفاده برای تشریح مدل سازی ریاضی و تجربی ضربه مورد بررسی قرار می‌گیرد.

۲-۲- تقسیم‌بندی مواد مرکب

مواد مرکب از لحاظ ساختار معمولاً به سه دسته عمده تقسیم می‌شوند که عبارت‌اند از [۵۱]:

مواد مرکب با الیاف تصادفی: مواد به شکل الیاف دارای مقاومت و سفتی بالاتری نسبت به دیگر اشکال است. این خاصیت به علت کاهش نقایص کریستالی است. ساده‌ترین حالت استفاده از الیاف، ترکیب تصادفی آن‌ها با یک ماده چسبنده می‌باشد. در این حالت تعیین خصوصیات دقیق ممکن نیست، اما با استفاده از آزمایش‌های لازم می‌تواند به صورت آماری نتایج را مورد بررسی قرار داده و از این مواد در زمینه‌های مختلف استفاده کرد.

مواد مرکب لایه‌ای: این مواد شامل حداقل دو ماده مختلف بوده که به یکدیگر می‌چسبند. لایه‌ها به گونه‌ای روی یکدیگر قرار می‌گیرند که مقاومت لازم در جهت مورد نظر حاصل شود. این نوع مواد مرکب شامل دسته‌بندی زیر هستند:

الف : مواد ساخته شده از دولایه فلز

ب : فلزات روکش دار

ج : مواد مرکب الیافی

در مواد مرکب الیافی ماده مرکب شامل ماده تقویت شونده به نام ماتریس و ماده تقویت کننده به نام الیاف می باشد. در مواد مرکب چندلایه جهت الیاف را در لایه های مختلف می توان تغییر داد به طوری که با کم ترین وزن بیشترین مقاومت را به دست آورد. کاربرد این مواد در صنعت روند صعودی داشته و نمونه هایی از آنها را می توان در زمینه های مختلف مشاهده کرد. در بعد تحلیل و طراحی سازه های کامپوزیتی، تئوری این مواد قابل بحث بوده و می توان از جنبه های مختلف آن را بررسی کرد.

مواد مرکب ذره ای: مواد در این حالت عبارتند از یک ماتریس و ماده ای دیگر که به شکل ذرات کوچک در آن توزیع شده است. این مخلوط می تواند به صورت غیرفلز در غیرفلز، غیرفلز در فلز، فلز در غیرفلز و یا فلز در فلز باشد.

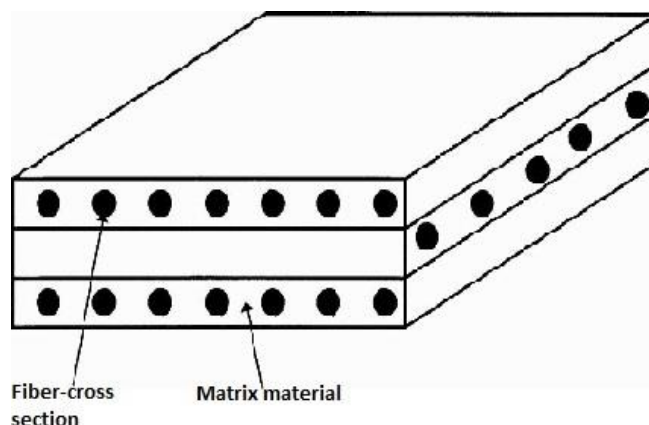
۳-۲- کامپوزیت های چندلایه

کامپوزیت های ورقه ای^۱ از لایه های ارتوتروپیک شامل الیاف تک جهته^۲ و یا الیاف پارچه ای بافته شده^۳ ساخته می شوند. برای مدت زمان زیادی کامپوزیت های ورقه ای ساخته شده از الیاف تک جهته مورد توجه بیشتر محققین قرار داشت. بعدها مشخص شد که کامپوزیت های پارچه ای در مقایسه با کامپوزیت های تک جهته دارای برتری هایی می باشند. کامپوزیت های پارچه ای در مقابل تغییرات بزرگ دما دارای ثبات اندازه و شکل بهتری می باشند علاوه بر آن هزینه های ساخت کمتری نیز دارند [۵۱].

¹ Composite Laminates

² Unidirectional

³ Woven fabrics



شکل (۱-۲) شماتیک یک صفحه چندلایه کامپوزیتی

۲-۳-۲- بافت تک جهته

در بافت تک جهته، الیاف تنها در یک جهت قرار دارند. با جهت گیری الیاف در موقعیت دلخواه، مقدار کمی از الیاف یا سایر مواد در جهات دیگر قرار می‌گیرند. در نوارهای تک جهته پریپرگ^۱ مواد ثانویه برای نگهداری الیاف در موقعیت مناسب به کار نمی‌رود. در محصول پریپرگ تنها رزین مسئول نگهداری الیاف در موقعیتشان می‌باشد.

۲-۳-۳- بافت پارچه‌ای

بافت پارچه از بافتن الیاف به صورت تاروپود با یک الگوی مشخص انجام می‌شود. از این رو به این نوع کامپوزیت‌ها، کامپوزیت‌های پارچه‌ای نیز گفته می‌شود. در این نوع بافت، اتحاد و یکپارچگی الیاف به وسیله قفل مکانیکی و در اثر بافتن ایجاد می‌شود. قابلیت پارچه برای پوشاندن سطوح پیچیده، صافی سطوح و پایداری به وسیله نوع و مدل بافتن کنترل می‌شود.

۲-۴- انواع الیاف

مشخصات کامپوزیت‌ها اساساً تحت تأثیر انتخاب نوع الیاف قرار دارد. به طور کلی سه نوع الیاف از دیگر الیاف‌ها کاربرد بیشتری دارند که عبارت‌اند از کربن، شیشه و آرامید. کامپوزیت‌های تقویت شده

¹ Prepreg

توسط این الیاف به ترتیب ^۱ CFRP، ^۲ GFRP و ^۳ AFRP نامیده می‌شوند. همه این الیاف‌ها عموماً دارای ظرفیت تنش بالا می‌باشند. مهم‌ترین مشخصه‌ای که موجب تمایز بین این سه نوع الیاف می‌شود سفتی^۴ و کرنش کششی^۵ آن‌ها می‌باشد. خود الیاف شیشه به سه نوع زیر تقسیم‌بندی می‌شوند: E-glass: دارای مقاومت کششی و فشاری بالا، سفتی خوب، رسانایی الکتریکی خوب و قیمت پایین می‌باشد.

C-glass: دارای بهترین مقاومت در مقابل خوردگی شیمیایی می‌باشد. به همین خاطر در لایه خارجی ورق‌های کامپوزیتی قرار می‌گیرد که باید در محیط‌های شیمیایی و یا لوله و مخزن‌های آب مورد استفاده قرار گیرند.

S-glass: دارای مقاومت کششی و مدول بالاتری نسبت به E-glass است و بیشتر کاربرد آن در صنایع نظامی و هوافضا می‌باشد، به همین خاطر و به دلیل تولید پایین قیمت آن بسیار بالا است [۵۱].

۲-۵- انواع رزین (ماتریس)

از دیدگاه علم شیمی رزین‌ها به دودسته تقسیم می‌شوند: ترموپلاستیک^۶ و ترموست^۷ [۵۱]

۲-۵-۱- ترموپلاستیک

مواد جامدی هستند که در هنگام گرم شدن به مایع تبدیل شده و خاصیت چسبندگی پیدا می‌کنند که می‌توان جسم موردنظر را در آن قرار داده و به محض سرد شدن، ماده به حالت اولیه خود یعنی حالت جامد تبدیل می‌گردد و در حالت سخت شدگی جسم را به‌طور کامل دربرمی‌گیرد. البته این روش برای مسلح کردن الیاف توسط رزین مناسب نمی‌باشد. از انواع رزین‌ها می‌توان به پلی‌اتیلن،

¹ Carbon Fiber Reinforced Polymer

² Glass Fiber Reinforced Polymer

³ Aramid Fiber Reinforced Polymer

⁴ Stiffness

⁵ Tensile Strain

⁶ Thermoplastic

⁷ Thermoset

پروپیلن و پی‌وی‌سی اشاره نمود. این دسته از پلاستیک‌ها را می‌توان بارها حرارت داد و ذوب نمود بدون اینکه تغییر قابل توجهی در خواص آن‌ها ایجاد گردد.

۲-۵-۲- ترموست‌ها

از دو مایع تشکیل شده که در هنگام ترکیب با یکدیگر و انجام واکنش شیمیایی تبدیل به یک ماده چسبنده شده و سپس سخت می‌گردند. اپوکسی‌ها جزو این دسته می‌باشند. اپوکسی‌ها دارای خواص و عملکرد بسیار خوبی می‌باشند. از مهم‌ترین خواص آن‌ها می‌توان به سفتی و مقاومت بسیار بالا، مقاومت حرارتی مناسب، چسبندگی عالی و مقاومت شیمیایی خوب به‌ویژه در محیط‌های قلیایی اشاره کرد. رزین‌های ترموست پس از این‌که پخته شدند به یک‌شکل دائمی درمی‌آیند و دیگر قابلیت ذوب و شکل‌دهی مجدد را ندارند.

۲-۶- انواع آسیب‌ها در اثر برخورد

۲-۶-۱- ترک ماتریس^۱

فرایند آسیب در ابتدا به وسیله ترک ماتریسی شروع می‌شود که این امر منجر به ایجاد تورق در سطح مشترک لایه‌ها می‌شود. عموماً دو نوع ترک ماتریس مشاهده شده است: ترک‌های کششی (ترک‌های خمشی) و ترک‌های برشی. ترک‌های کششی هنگامی به وجود می‌آیند که تنش‌های عمودی درون صفحه‌ای از استحکام کششی عرضی صفحات بیشتر شود. ترک‌های برشی دارای زاویه با صفحه میانی می‌باشند. در به وجود آمدن آن‌ها تنش‌های برشی نقش اصلی را ایفا می‌کنند.

با توجه به ضخامت لایه، ترک ماتریسی ناشی از ضربه امکان دارد در بالا یا پایین صفحه به وجود آید. در کامپوزیت‌های ضخیم، ترک ماتریس در سطح بالایی به وجود می‌آید که دلیل آن تنش‌های تماسی محلی زیاد می‌باشد. پیشرفت آسیب نیز از بالای صفحه به طرف پایین می‌باشد. در

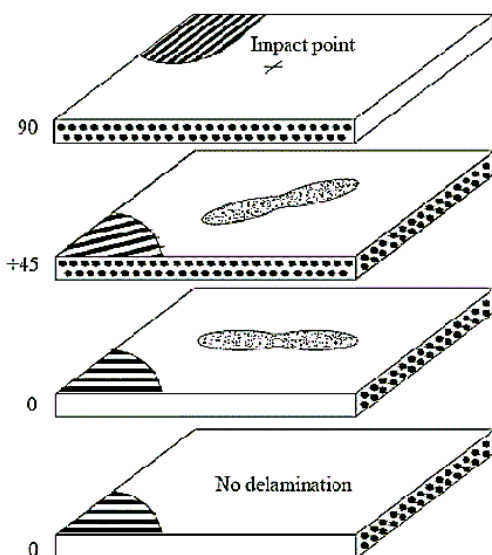
¹ Matrix cracking

کامپوزیت‌های نازک، ترک ماتریس ناشی از تنش‌های خمشی می‌باشد. در نتیجه شروع ترک از پایین صفحه خواهد بود و به تدریج به بالای آن منتقل می‌شود.

۲-۶-۲- تورق یا لایه‌لایه شدن^۱

تورق در واقع نوعی ترک است که بین لایه‌هایی که دارای جهت‌دهی الیاف متفاوت هستند به وجود می‌آید. تورق از شایع‌ترین انواع تخریب می‌باشد. علت آن یکسان نبودن تنش در لایه‌های متفاوت است. توزیع تنش به دلیل تفاوت سفتی خمشی لایه‌ها یکسان نیست و دارای ناپیوستگی در مرز لایه‌ها می‌باشد، که تحت شرایطی باعث ایجاد تورق می‌شود. عوامل مؤثر بر تورق عبارت‌اند از:

خواص مواد، ترتیب چیدمان لایه‌ها روی هم و ضخامت لایه‌ها [۵۲]. سطح تورق حاصل از برخورد به‌طور معمول به شکل یک بادام‌زمینی می‌باشد که محور اصلی آن در جهت قرارگیری الیاف لایه پایینی می‌باشد. به‌طور کل تورق به وسیله ترک ماتریس به وجود می‌آید و جهت گسترش آن در جهت الیاف پایینی می‌باشد. تورق در کامپوزیت‌های ورقه‌ای به‌صورت شماتیک در شکل (۱-۱) نشان داده شده است. اگر دولایه دارای جهت الیاف یکسانی باشند تورقی در آن‌ها رخ نخواهد داد. [۴]



شکل (۲-۲) تورق در کامپوزیت‌های ورقه‌ای [۵۲]

¹ Delamination

تحقیقات انجام شده درباره اثر متقابل ترک‌های ماتریس و تورق بر هم نشان می‌دهد که هنگامی که ترک‌های مایل برشی به سطح مشترک لایه‌ها می‌رسند، باعث ایجاد تنش‌های بزرگ برشی در آن لایه‌ها می‌شوند. هم ترک‌های عمودی ماتریس و هم ترک‌های مایل می‌توانند باعث تورق شوند. همچنین تحقیقات نشان داده است که تورق ناشی از ترک‌های مایل مقدار ثابتی ندارند، ولی تورق ناشی از ترک‌های عمودی متناسب با افزایش بار گسترش می‌یابد [۵۲].

۲-۶-۳- گسیختگی الیاف^۱

مود گسیختگی الیاف اغلب دیرتر از دو مود ترک ماتریس و تورق اتفاق می‌افتد. گسیختگی الیاف در زیر نقطه ضربه خورده ناشی از تنش‌های موضعی فشاری است در حالی که در نقاطی غیر از محل ضربه خورده، این تخریب ناشی از خمش زیاد است.

۲-۶-۴- له شدگی ماتریس^۲

در زیر نقطه برخورد به دلیل تنش‌های فشاری خیلی زیاد، ماتریس دچار له شدگی می‌شود. البته این مود تخریب در مقایسه با سایر مودها بسیار کوچک و قابل صرف نظر کردن می‌باشد [۵۳].

۲-۷- دسته‌بندی انواع ضربه

پدیده ضربه برحسب مقدار سرعت به سه دسته تقسیم می‌شود:

- ضربه کم سرعت
- ضربه پرسرعت
- ضربه بیش از حد پرسرعت

محدوده ضربه کم سرعت از ۱ تا ۱۰۰ متر بر ثانیه است. از ۱۰۰ متر بر ثانیه به بالا را ضربه پرسرعت و محدوده سرعتی در حدود ۵۰۰۰ متر بر ثانیه به بالا را ضربه بیش از حد پرسرعت می‌گویند [۵۷]. در ضربه‌های با سرعت بالا مدت زمان انجام فرایند ضربه کوتاه است به طوری که ساختار

¹ Fibre breakage

² Matrix crushing

فرصت کافی را برای نشان دادن پاسخ دینامیکی ندارد، در نتیجه بر اثر ضربه اعمال شده به ساختار، تنش به صورت موج فشاری در جهت ضخامت صفحه حرکت کرده و دوباره از سمت دیگر صفحه به صورت کشش بازگشت می‌کند. به علت کوتاه بودن زمان ضربه قبل از رسیدن موج تنش به مرزهای صفحه هدف، ضربه پایان می‌یابد بنابراین در ضربه‌های با سرعت زیاد اثرات شرایط مرزی نمونه چندان مهم نیست. پارامترهای بسیار زیادی در رفتار کامپوزیت در مقابل ضربه کم سرعت مؤثرند که از جمله آن‌ها می‌توان به موارد زیر اشاره کرد:

- جنس کامپوزیت
- ضخامت کامپوزیت
- شکل هندسی کامپوزیت
- ابعاد کامپوزیت
- نوع لایه چینی کامپوزیت
- شرایط مرزی
- جنس ضربه زننده
- شکل ضربه زننده
- ابعاد هندسی ضربه زننده
- سرعت و انرژی برخورد
- ناحیه انجام برخورد
- ...

مشاهده می‌شود که پارامترهای زیادی در رفتار کامپوزیت مؤثر هستند، به طوری که تغییر هر کدام باعث تغییر رفتار کامپوزیت، نوع و مقدار آسیب رخ داده خواهد شد.

۸-۲- روابط و معادلات حاکم

۸-۲-۱- تئوری الاستیک خطی : موارد ارتوتروپیک^۱ و همسانگرد عرضی

۸-۲-۱-۱- موارد ارتوتروپیک

به اجسامی که خواص در آنها نسبت به سه صفحه عمود بر هم متقارن باشند، مواد ارتوتروپیک گفته می‌شود. ورق کامپوزیتی تک جهته^۲ را می‌توان به‌عنوان یک ماده ارتوتروپیک دانست. معادلات حاکم بر مواد ارتوتروپیک به کمک تئوری الاستیسیته در فرمول (۱-۲) آورده شده است. این معادلات به این خاطر مفیدند که ثوابت مهندسی، کمیت‌هایی هستند که در آزمایشگاه قابل اندازه‌گیری می‌باشند [۵۴].

ثوابت E ، G و ν به ترتیب مدول الاستیسیته، مدول برشی و نسبت پواسون می‌باشند.

(۱-۲)

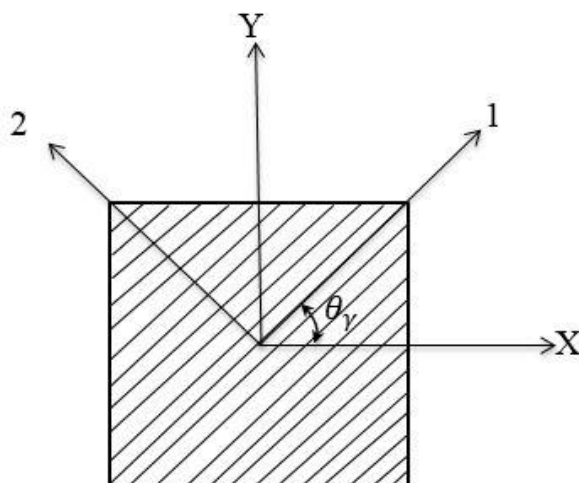
$$\begin{aligned}\varepsilon_1 &= -\frac{1}{E_1}\sigma_1 - \frac{\nu_{21}}{E_2}\sigma_2 - \frac{\nu_{31}}{E_3}\sigma_3 \\ \varepsilon_2 &= \frac{1}{E_2}\sigma_2 - \frac{\nu_{32}}{E_3}\sigma_2 - \frac{\nu_{31}}{E_3}\sigma_3 \\ \varepsilon_3 &= \frac{1}{E_3}\sigma_3 - \frac{\nu_{13}}{E_1}\sigma_1 - \frac{\nu_{32}}{E_3}\sigma_3 \\ \varepsilon_4 &= -\frac{1}{G_{23}}\sigma_{23} \\ \varepsilon_5 &= -\frac{1}{G_{13}}\sigma_{13} \\ \varepsilon_6 &= -\frac{1}{G_{12}}\sigma_{12}\end{aligned}$$

در اینجا علائم معمول در الاستیسیته را با علائم مختصر و مورد کاربرد در مقالات کامپوزیت جایگزین می‌کنیم. کرنش‌های برشی ε_6 و ε_5 و ε_4 به صورت کرنش‌های برشی مهندسی تعریف می‌شود و ۲ برابر کرنش برشی مورد استفاده در تئوری الاستیسیته خطی می‌باشد.

$$\sigma_1 \equiv \sigma_{11}; \sigma_2 \equiv \sigma_{22}; \sigma_3 \equiv \sigma_{33}; \sigma_4 \equiv \sigma_{23}; \sigma_5 \equiv \sigma_{13}; \sigma_6 \equiv \sigma_{12} \quad (2-2)$$

¹ Orthotropic² Unidirectional Composite Lamina

$$\varepsilon_1 \equiv \varepsilon_{11}; \varepsilon_2 \equiv \varepsilon_{22}; \varepsilon_3 \equiv \varepsilon_{33}; \varepsilon_4 \equiv \varepsilon_{23}; \varepsilon_5 \equiv 2\varepsilon_{13}; \varepsilon_6 \equiv 2\varepsilon_{12} \quad (3-2)$$



شکل (۳-۲) سیستم مختصات مورد استفاده [۵۴]

معادلات حاکم که در رابطه (۱-۲) آورده شده است می تواند به فرم ماتریسی نیز نوشته شود. در

این رابطه S_{ij} مولفه های ماتریس نرمی S هستند.

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \varepsilon_4 \\ \varepsilon_5 \\ \varepsilon_6 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} & 0 & 0 & 0 \\ S_{12} & S_{22} & S_{23} & 0 & 0 & 0 \\ S_{13} & S_{23} & S_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & S_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & S_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{Bmatrix} \quad (4-2)$$

با مقایسه رابطه (۱-۲) با رابطه (۴-۲) این رابطه به صورت زیر بازنویسی می شود:

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \varepsilon_4 \\ \varepsilon_5 \\ \varepsilon_6 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_1} & -\frac{\nu_{21}}{E_1} & -\frac{\nu_{31}}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{12}}{E_1} & \frac{1}{E_2} & -\frac{\nu_{32}}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{31}}{E_1} & -\frac{\nu_{32}}{E_2} & \frac{1}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{23}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{13}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{Bmatrix} \quad (5-2)$$

به خاطر تقارن ماتریس نرمی S یعنی $S_{ij} = S_{ji}$ برای های زیر را می توان نتیجه گرفت:

$$\frac{\nu_{21}}{E_1} = \frac{\nu_{12}}{E_1} ; \frac{\nu_{31}}{E_3} = \frac{\nu_{13}}{E_1} ; \frac{\nu_{32}}{E_3} = \frac{\nu_{23}}{E_3} \quad (6-2)$$

بنابراین معادلات حاکم برای مواد ارتوتروپیک به صورت زیر در خواهد آمد:

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \varepsilon_4 \\ \varepsilon_5 \\ \varepsilon_6 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_1} & -\frac{\nu_{12}}{E_1} & -\frac{\nu_{13}}{E_1} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{12}}{E_1} & \frac{1}{E_2} & -\frac{\nu_{23}}{E_2} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{13}}{E_1} & -\frac{\nu_{23}}{E_2} & \frac{1}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{23}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{13}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{Bmatrix} \quad (7-2)$$

۲-۱-۸-۲- مواد همسانگرد عرضی

هنگامی که ماده در یکی از صفحات خود دارای خواص مکانیکی مستقل از جهت باشد همسانگرد عرضی خوانده می شود. به عنوان مثال فرض کنید که صفحه ۲۳، صفحه ای همسانگرد باشد. از آنجایی که خصوصیات ماده در این صفحه مستقل از جهت می باشد، جهت ۲ و جهت ۳ یکسان خواهد بود،

یعنی $E_2 = E_3$ ، $\nu_{12} = \nu_{13}$ ، $G_{12} = G_{13}$ ؛ همچنین داریم:

$$G_{23} = \frac{E_2}{2(1+\nu_{23})} \quad (8-2)$$

با استفاده از برابری های بالا، رابطه کرنش-تنش برای مواد ایزوتروپیک عرضی را می توان به

صورت رابطه (۹-۲) نوشت:

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \varepsilon_4 \\ \varepsilon_5 \\ \varepsilon_6 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_1} & -\frac{\nu_{12}}{E_1} & -\frac{\nu_{12}}{E_1} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{12}}{E_1} & \frac{1}{E_2} & -\frac{\nu_{23}}{E_2} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{12}}{E_1} & -\frac{\nu_{23}}{E_2} & \frac{1}{E_2} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{2(1+\nu_{23})E_2}{E_2} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{Bmatrix} \quad (9-2)$$

۲-۸-۲- تئوری کلاسیک چندلایه های کامپوزیتی

در آغاز با استفاده از معادلات حاکم برای مواد ارتوتروپیک ارائه شده در رابطه (۲-۴)، روابط تنش -

کرنش برای یک ورق کامپوزیتی تحت شرایط تنش صفحه ای به صورت زیر ساده می شوند :

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_6 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & 0 \\ S_{21} & S_{22} & 0 \\ 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_6 \end{Bmatrix} \quad (10-2)$$

با معکوس کردن این رابطه خواهیم داشت :

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_6 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{21} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_6 \end{Bmatrix} \quad (11-2)$$

که در آن Q به عنوان ماتریس سفتی کاهش یافته شناخته می شود. لازم به ذکر است که اجزای

ماتریس Q، با اجزای متناظر سفتی ماتریس C تئوری الاستیسیته یکسان نیستند، اجزا ماتریس سفتی

کاهش یافته Q_{ij} می توانند بر حسب اجزا ماتریس نرمی S_{ij} نوشته شوند، با استفاده از این حقیقت

که $Q = S^{-1}$ داریم:

$$Q_{11} = \frac{S_{22}}{S_{11}S_{12} - S_{12}^2}; \quad Q_{22} = \frac{S_{11}}{S_{11}S_{12} - S_{12}^2}; \quad (12-2)$$

$$Q_{12} = \frac{-S_{12}}{S_{11}S_{12} - S_{12}^2}; \quad Q_{66} = \frac{1}{S_{66}}$$

همچنین Q_{ij} را می توان بر حسب ثوابت مهندسی ورق به صورت زیر نوشت:

$$Q_{11} = \frac{E_1}{1 - v_{12}^2 \frac{E_2}{E_1}}$$

$$Q_{12} = \frac{V_{12} E_2}{1 - v_{12}^2 \frac{E_2}{E_1}}$$

$$Q_{21} = Q_{12}$$

$$Q_{22} = \frac{E_2}{1 - v_{12}^2 \frac{E_2}{E_1}} \quad (۱۳-۲)$$

$$Q_{66} = G_{12}$$

اجزا Q_{62} ، Q_{26} ، Q_{61} ، Q_{16} ماتریس سفتی در چندلایه های متقارن صفر هستند. روابط مربوط به چندلایه در مرجع [۱۵] آمده است. البته در عمل کامپوزیت های غیر متقارن کمتر ساخته می شوند.

برای ورق هایی که مختصات صفحه با جهت الیاف زاویه θ_K دارند، برای نوشتن ماتریس سفتی کاهش یافته در مختصات عمومی، انتقال محور های مختصات ضروری می باشد. این ماتریس سفتی انتقال یافته \bar{Q} نام دارد و اجزا آن در فرمول (۱۴-۲) آورده شده است که در آن $M = \cos \theta_K$ و

$$N = \sin \theta_K$$

(۱۴-۲)

$$\bar{Q}_{11} = Q_{11}M^4 + 2(Q_{12} + 2Q_{66})M^2N^2 + Q_{22}N^4$$

$$\bar{Q}_{12} = (Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{66})M^2N^2 + Q_{12}(M^4 + N^4)$$

$$\bar{Q}_{22} = Q_{11}N^4 + 2(Q_{12} + 2Q_{66})M^2N^2 + Q_{22}M^4$$

$$\bar{Q}_{16} = [(Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66})M^2 + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{66})N^2]MN$$

$$\bar{Q}_{26} = [(Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66})N^2 + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{66})M^2]MN$$

$$\bar{Q}_{66} = [(Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12} - 2Q_{66})M^2N^2 + Q_{66}(M^4 + N^4)]$$

تئوری چندلایه تاثیر صفحات با زاویه الیاف مختلف در یک لایه چینی مشخص را هم در نظر می

گیرد، معادلات حاکم برای یک چندلایه به صورت زیر خواهد بود:

$$\begin{Bmatrix} N \\ M \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ C & D \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon^0 \\ k \end{Bmatrix} \quad (15-2)$$

که در آن A ماتریس سفتی درون صفحه ای لمینت، B ماتریس کوپلینگ اتساع - خمشی و D ماتریس سفتی خمشی می باشد. $\{N\}$ نیروی درون صفحه ای بر واحد طول، $\{M\}$ ممان خمشی بر واحد طول، $\{\epsilon^0\}$ کرنش لمینت بر روی صفحه میانی و $\{k\}$ انحنای لمینت می باشد. A,B,D به صورت زیر تعریف می شود:

$$A = \sum_{k=1}^N [\bar{Q}]^k (Z_k - Z_{k-1}) \quad (16-2)$$

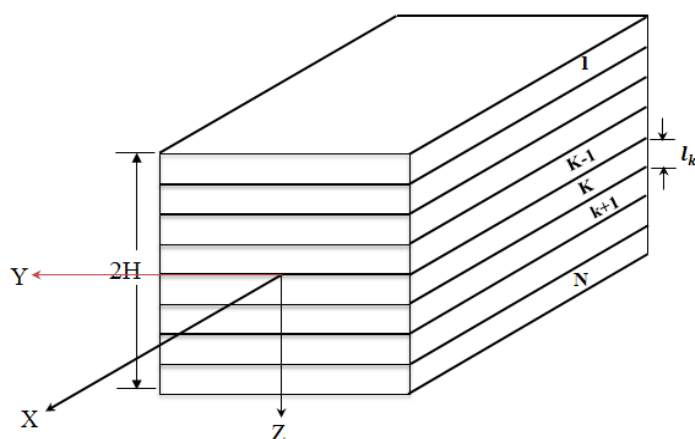
$$B = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^N [\bar{Q}]^k (Z_k^2 - Z_{k-1}^2) \quad (17-2)$$

$$D = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^N [\bar{Q}]^k (Z_k^3 - Z_{k-1}^3) \quad (18-2)$$

که در آن Z فاصله لایه تا صفحه میانی و k شماره لایه است، شکل (2-2). محور z در تئوری چندلایه به طور معمول به سمت پایین مثبت است، و نامگذاری لایه ها از لایه بالا به سمت پایین می باشد. اگر چندلایه متقارن باشد $B=0$ و پا سخ درون صفحه ای از پا سخ خمشی مستقل خواهد شد.

$$\{N\} = A\{\epsilon^0\} \quad (19-2)$$

$$\{M\} = D\{K\} \quad (20-2)$$



شکل (۲-۴) مشخصات چندلایه کامپوزیتی

بنابراین در کامپوزیت متقارن رفتار درون صفحه ای و خمشی را می توان جدا از هم در نظر گرفت. ثوابت مهندسی موثر چندلایه را می توان از روی ماتریس سفتی درون صفحه ای چندلایه (A) به دست آورد.

ابتدا تنش متوسط بر روی ضخامت چندلایه (2H) را به صورت زیر تعریف می کنیم.

$$\{\bar{\sigma}\} = \frac{1}{2H}\{N\} = \frac{1}{2H}A\{\epsilon^0\} \quad (21-2)$$

با معکوس کردن این رابطه ، کرنش صفحه میانی بر حسب تنش میانگین محاسبه می شود:

$$\{\epsilon^0\} = 2HA^{-1}\{\bar{\sigma}\} \quad (22-2)$$

اکنون می توانیم کمیت جدیدی را به نام ماتریس نرمی چندلایه به صورت زیر تعریف کنیم:

$$a^* = 2HA^{-1} \quad (23-2)$$

که موجب آن معادلات حاکم چندلایه را می توان به صورت کلی زیر نوشت:

$$\begin{Bmatrix} \epsilon_1^0 \\ \epsilon_2^0 \\ \epsilon_3^0 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} a_{11}^* & a_{12}^* & a_{16}^* \\ a_{12}^* & a_{22}^* & a_{26}^* \\ a_{16}^* & a_{26}^* & a_{66}^* \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \bar{\sigma}_1 \\ \bar{\sigma}_2 \\ \bar{\sigma}_6 \end{Bmatrix} \quad (24-2)$$

اکنون مانند قبل درایه های ماتریس نرمی را بر حسب ثوابت مهندسی می نویسیم. برای یک چندلایه متقارن:

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1^0 \\ \varepsilon_2^0 \\ \varepsilon_3^0 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_x} & -\frac{\nu_{xy}}{E_x} & 0 \\ -\frac{\nu_{xy}}{E_x} & \frac{1}{E_y} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{G_{xy}} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \bar{\sigma}_1 \\ \bar{\sigma}_2 \\ \bar{\sigma}_6 \end{Bmatrix} \quad (25-2)$$

این رابطه را می توان با معکوس کردن معادلات حاکم و حل آن برای ثوابت مهندسی بر حسب سفتی های کاهش یافته نوشت. از آنجایی که کوپلینگ برشی نداریم، ثوابت مهندسی به صورت زیر ساده می شوند:

$$E_x = \bar{Q}_{11} - \frac{\bar{Q}_{12}^2}{\bar{Q}_{22}}, \quad E_y = \bar{Q}_{22} - \frac{\bar{Q}_{12}^2}{\bar{Q}_{11}}, \quad G_{xy} = \bar{Q}_{66}, \quad \nu_{xy} = \frac{\bar{Q}_{12}}{\bar{Q}_{22}} \quad (26-2)$$

۹-۲- معیارهای آسیب

با استفاده از تنش های محاسبه شده و معیارهای آسیب موجود می توان میزان و نوع آسیب در کامپوزیت ها را محاسبه کرد [۱۲].

سای و وو^۱ [۵۹] و هاشین^۲ [۶۰] از جمله کسانی هستند که معیارهای آسیب مواد ناهمسانگرد را گسترش دادند. معیارهای آسیب دیدگاه ماکرو سکوپیک به م ساله دارند و با پرهیز از پیچیدگی های دیدگاه میکروسکوپیک به ارائه یک فرمول ساده برای پیش بینی آسیب می پردازند.

۹-۲-۱- معیار آسیب سای-وو

بر اساس معیار سای-وو برای مواد ناهمسانگرد، آسیب زمانی رخ می دهد که شرایط زیر اتفاق بیفتد:

$$F = F_i \sigma_i + F_{ij} \sigma_i \sigma_j \geq 1 \quad (27-2)$$

¹ Tsai and Wu

² Hashin

چنانچه:

X, Y, Z : مقاومت نهایی عمودی کششی چندلایه به ترتیب در راستای جهات (۱و۲و۳)

X^*, Y^*, Z^* : مقاومت نهایی فشاری کششی چندلایه به ترتیب در راستای جهات (۱و۲و۳)

S_{13}, S_{12}, S_{23} : مقاومت نهایی برشی لیمینیت در صفحات (۱و۲و۳و۱۳و۱۲و۲۳)

σ_1 تا σ_6 تنش های تعریف شده در رابطه (۲-۲) برای صفحات (۱و۲و۳و۱۳و۱۲و۲۳)

باشند، در این صورت F_{ij}, F_i به صورت زیر بیان می شوند:

$$\begin{aligned}
 F_1 &= \frac{1}{X} - \frac{1}{X^*} & F_2 &= \frac{1}{Y} - \frac{1}{Y^*} & F_3 &= \frac{1}{Z} - \frac{1}{Z^*} & (2-28) \\
 F_{11} &= \frac{1}{XX^*} & F_{22} &= \frac{1}{YY^*} & F_{33} &= \frac{1}{ZZ^*} \\
 F_{44} &= \frac{1}{S_{23}^2} & F_{55} &= \frac{1}{S_{13}^2} & F_{66} &= \frac{1}{S_{12}^2} \\
 F_{12} = F_{21} &= -\frac{1}{2} \frac{1}{\sqrt{XX^*YY^*}} & F_{13} = F_{31} &= -\frac{1}{2} \frac{1}{\sqrt{XX^*ZZ^*}} \\
 F_{23} = F_{32} &= -\frac{1}{2} \frac{1}{\sqrt{YY^*ZZ^*}}
 \end{aligned}$$

اگر آسیب رخ دهد، مود آسیب با استفاده از عبارات زیر تعیین می شود:

$$\begin{aligned}
 H_1 &= F_1 \sigma_1 + F_{11} \sigma_1^2 & (2-29) \\
 H_2 &= F_2 \sigma_2 + F_{22} \sigma_2^2 \\
 H_3 &= F_3 \sigma_3^2 \\
 H_4 &= F_{44} \sigma_4^2 \\
 H_5 &= F_{55} \sigma_5^2 \\
 H_6 &= F_{66} \sigma_6^2
 \end{aligned}$$

۲-۹-۲- معیار آسیب هاشین

هاشین معیاری را پیشنهاد داد که با استفاده از آن می توان مودهای آسیب را در کامپوزیت های تک جهته به دست آورد. مودهای آسیبی که با استفاده از این معیار قابل پیش بینی هستند عبارتند از: آسیب الیاف در کشش، آسیب الیاف در فشار، آسیب ماتریس در کشش و فشار و تورق.

برای $\sigma_{11} > 0$ آسیب الیاف در کشش به صورت:

$$\frac{\sigma_{11}}{X} + \frac{\sigma_{12} + \sigma_{13}}{S_{12}} \geq 1 \quad (30-2)$$

برای $\sigma_{11} < 0$ آسیب الیاف در فشار به صورت:

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X^*}\right)^2 \geq 1 \quad (31-2)$$

برای $\sigma_{22} + \sigma_{33} > 0$ آسیب ماتریس در کشش به صورت:

$$\left(\frac{\sigma_{22} + \sigma_{33}}{Y}\right)^2 + \frac{\sigma_{23}^2 - \sigma_{22}\sigma_{33}}{S_{23}^2} + \frac{\sigma_{12}^2 + \sigma_{13}^2}{S_{12}^2} \geq 1 \quad (32-2)$$

1

و برای $\sigma_{22} + \sigma_{33} < 0$ آسیب ماتریس در فشار به صورت:

$$\frac{\sigma_{22} + \sigma_{33}}{Y^*} \left[\left(\frac{Y^*}{2S_{23}}\right)^2 - 1 \right] + \frac{(\sigma_{22} + \sigma_{33})^2}{4S_{23}^2} + \frac{\sigma_{23}^2 - \sigma_{22}\sigma_{33}}{S_{23}^2} + \frac{\sigma_{12}^2 + \sigma_{13}^2}{S_{12}^2} \geq 1 \quad (33-2)$$

پیش بینی می شود.

۳-۹-۲- معیار آسیب هیل- میسز^۱

معیار واماندگی ون میسز که برای فلزات به کار می رود به صورت زیر است:

$$\frac{1}{2} \left(\frac{1}{\sigma_y}\right)^2 [(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_1 - \sigma_3)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2] = 1 \quad (34-2)$$

که در آن σ_y مقاومت تسلیم فلز و $\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$ تنش های اصلی هستند.

به خاطر این که فلزات نورد شده دارای خصوصیات متفاوتی در جهت نورد نسبت به دو جهت دیگر

دارند، هیل معیار تسلیم این مواد ارتوتروپیک را به صورت زیر پیشنهاد داد:

$$F(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + G(\sigma_1 - \sigma_3)^2 + H(\sigma_2 - \sigma_3)^2 + 2L\tau_{12}^2 + 2M\tau_{13}^2 + 2N\tau_{23}^2 = 1$$

(35-2)

¹ Hill and Von mises

که ثوابت F و G و... به تنش های تسلیم در جهات مختلف بستگی دارند.

با همین دید می توان معیار آسیب کامپوزیت ها که در جهات اصلی شان ارتوتروپیک هستند را نیز

به صورت زیر نوشت:

$$F(\sigma_1, \sigma_2, \dots, \tau_{23}) = 1 \quad (۳۶-۲)$$

به این معنی که اگر شرایط زیر برقرار باشد آسیبی رخ نخواهد داد:

$$F(\sigma_1, \sigma_2, \dots, \tau_{23}) < 1 \quad (۳۷-۲)$$

آسیب کامپوزیت ها مانند فلزات نیست. کامپوزیت ها مکانیزم های آسیب کاملا متفاوتی دارند و همان طور که در فصل اول بیان شد عبارتند از: شکست الیاف، ترک ماتریس، تورق و له شدگی ماتریس در شرایط تنش صفحه ای فرم کلی تابع F به صورت زیر خواهد بود:

$$(۳۸-۲)$$

$$F(\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3) = F_1\sigma_1 + F_2\sigma_2 + F_6\tau_{12} + F_{11}\sigma_1^2 + F_{22}\sigma_2^2 + F_{66}\tau_{12}^2 + 2F_{12}\sigma_1\sigma_2 + 2F_{16}\sigma_1\tau_{12} + 2F_{26}\sigma_2\tau_{12}$$

که در آن ها F_i ها ثابت هستند.

با ملاحظات بالا معیار آسیب را می توان به شکل زیر نوشت:

$$(۳۹-۲)$$

$$F_1\sigma_1 + F_2\sigma_2 + F_6\tau_{12} + F_{11}\sigma_1^2 + F_{22}\sigma_2^2 + F_{66}\tau_{12}^2 + 2F_{12}\sigma_1\sigma_2 + 2F_{16}\sigma_1\tau_{12} + 2F_{26}\sigma_2\tau_{12} = 1$$

و شرایط عدم آسیب به صورت زیر است:

$$(۴۰-۲)$$

$$F_1\sigma_1 + F_2\sigma_2 + F_6\tau_{12} + F_{11}\sigma_1^2 + F_{22}\sigma_2^2 + F_{66}\tau_{12}^2 + 2F_{12}\sigma_1\sigma_2 + 2F_{16}\sigma_1\tau_{12} + 2F_{26}\sigma_2\tau_{12} < 1$$

برای تعیین آسیب به این گونه عمل می کنیم که فقط در یکی از جهات نیرو اعمال می کنیم. مثلاً ابتدا در جهت الیاف (۱) کشش و سپس فشار وارد می نماییم:

$$\sigma_1 \neq 0, \sigma_2 = 0, \tau_{12} = 0 \quad (۴۱-۲)$$

پس معیار به صورت زیر در می آید:

$$F(\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3) = F_1\sigma_1 + F_{11}\sigma_1^2 \quad (۴۲-۲)$$

در این حالت آسیب وقتی رخ می دهد که تنش در راستای الیاف برابر مقاومت ماده شود:

$$F_1\sigma_1^T + F_{11}(\sigma_1^T)^2 = 1 \quad (۴۳-۲)$$

همچنین در حالت فشار:

$$F_1\sigma_1^C + F_{11}(\sigma_1^C)^2 = 1 \quad (۴۴-۲)$$

در عبارات فوق T به معنی کشش و C به معنای فشار می باشد.

با دو معادله دو مجهول می توان ضرایب F_{11} و F_1 را به دست آورد. باقی ضرایب نیز به همین

ترتیب به دست می آیند.

ضرایب F_6, F_{26}, F_{26} صفر به دست می آیند.

پس معادله کلی به صورت زیر در خواهد آمد:

$$F_1\sigma_1 + F_2\sigma_2 + F_{11}\sigma_1^2 + F_{22}\sigma_2^2 + F_{66}\tau_{12}^2 + 2F_{12}\sigma_1\sigma_2 = 1 \quad (۴۵-۲)$$

که در آن:

$$F_1 = \left(\frac{1}{\sigma_1^T} + \frac{1}{\sigma_1^C} \right) \quad F_1 = \left(\frac{1}{\sigma_2^T} + \frac{1}{\sigma_2^C} \right) \quad F_{11} = \left(-\frac{1}{\sigma_1^T \sigma_1^C} \right) \quad (۴۶-۲)$$

$$F_{66} = \left(\frac{1}{\tau_{12}^F} \right)^2 \quad F_{11}F_{22} = \left(-\frac{1}{\sigma_2^T \sigma_2^C} \right) \quad F_{12} = -\frac{1}{2} \sqrt{F_{11}F_{22}} \quad (۴۷-۲)$$

۲-۱۰- قانون برخورد

جهت پیش بینی دقیق تاریخچه نیروی برخورد، تغییر شکل های محلی در ناحیه برخورد باید مورد محاسبه قرار گیرند. میزان نفوذ، به صورت اختلاف جابه جایی ضربه زننده و جابه جایی چندلایه تعریف می شود. اگر جابه جایی ضربه زننده و جابه جایی چندلایه با هم برابر باشند، میزان نفوذ صفر خواهد بود. اگر جابه جایی ضربه زننده بیشتر از جابه جایی چندلایه باشد، آنگاه نفوذ رخ داده است. یک روش حل مساله ضربه این است که مساله برخورد را مانند یک مساله برخورد دینامیکی حل کرد. اگرچه این دیدگاه از نظر حل پر هزینه می باشد و نمی تواند اثر تغییر شکل دائمی و آسیب های محلی پس از باربرداری را توضیح دهد. قسمت باربرداری فرایند نفوذ تنها به وسیله قانون های برخوردی که از راه تجربه به دست آمده اند قابل مدل کردن می باشد. برای پیش بینی تاریخچه نیروی برخورد و جابه جایی کلی هدف، مدلی دقیق و جزئی از ناحیه برخورد مورد نیاز نیست.

یک رابطه ساده بین نیروی برخورد و میزان نفوذ که قانون برخورد نامیده می شود، اولین بار توسط تیموشنکو در سال ۱۹۱۳ و برای بررسی برخورد یک کره فولادی به یک تیر مورد استفاده قرار گرفت. از آن زمان تاکنون این دیدگاه به طور گسترده مورد استفاده قرار گرفته است، و اکنون برای بررسی برخورد بر روی مواد کامپوزیتی استفاده می شود. اگرچه مساله برخورد یک مساله کاملاً دینامیکی می باشد، در مسائل برخورد سرعت پایین می توان از دیدگاه استاتیکی قانون برخورد را به دست آورد چرا که نرخ کرنش و اثر گسترش موج در موادی که به طور معمول مورد استفاده قرار می گیرند قابل صرف نظر است [۵۲].

۲-۱۱- جمع بندی

در طول این فصل به مروری بر ادبیات موضوع مورد بررسی و تئوری های مرتبط با موضوع ضربه و سازه های چند لایه کامپوزیتی پرداخته شد. در این فصل بعد از مروری بر تاریخچه کامپوزیت ها، تقسیم بندی مواد مرکب بررسی شده و سپس به معرفی کامپوزیت های چندلایه که سازه مورد بررسی در این پژوهش است پرداخته شد. از آن جایی که مبحث آسیب در طول پژوهش مورد مطالعه بوده است علاوه بر اینکه به معرفی انواع آسیب ها در اثر برخورد پرداخته شده است، در طی مرور روابط و معادلات حاکم نیز انواع معیارهای آسیب بررسی شده و روابط مربوط با آنها بیان شده است. در پایان نیز به مروری تئوری قانون برخورد پرداخته شده است.

با توجه به مباحث ارائه شده در این فصل در فصول بعدی نیز به ارائه نحوه انجام پژوهش با استفاده از ابزار تحقیق مورد نظر و ارائه نتایج حاصل و در نهایت نتیجه گیری پرداخته شده است.

فصل ۳:

روش پژوهش

۳-۱- مقدمه

در این فصل ابتدا به بیان مساله مورد بررسی در پژوهش و معرفی و بیان جزئیات پارامترهای متغیر پرداخته شده است و سپس با استفاده از نرم افزار المان محدود آباکوس، نحوه مدل سازی یک کامپوزیت چندلایه با اثرات بین لایه ای و همچنین مدل برخورد را در قالب تصاویری که در حین انجام عمل مدل سازی از محیط نرم افزار گرفته شده اند به طور کامل شرح و نمایش داده ایم. در پایان نیز برای اطمینان از صحت روش حل حاضر، مدل سازی انجام شده با دیگر تحقیقات انجام شده در این زمینه مورد اعتبار سنجی قرار گرفته است. همان طور که در طول فصل قبل اشاره شد تحقیقات انجام شده در زمینه ضربه روی مواد کامپوزیتی به سه روش انجام می شوند که این تحقیقات شامل آزمایش های تجربی، روش های تحلیلی و روش های عددی می باشند. مهمترین ابزار مورد استفاده در روش های عددی روش المان محدود می باشد که این روش توسط نرم افزارهای المان محدودی نظیر آباکوس و انسیس اجرا می شود.

در این تحقیق برای بررسی رفتار یک چندلایه کامپوزیتی که تحت بار دینامیکی قرار گرفته است از روش مدل سازی با نرم افزار آباکوس استفاده شده است و در پایان برای اطمینان از صحت کار به وسیله یکی از مقالات معتبر مورد اعتبار سنجی قرار گرفته است. در اینجا لازم است به صورت مختصر به معرفی ابزار کار مورد استفاده در این تحقیق یعنی نرم افزار آباکوس پرداخته شود.

۳-۱-۱- معرفی ابزار تحقیق

نرم افزار آباکوس مجموعه ای یکپارچه از چند حلگر المان محدود است که با استفاده از آن می توان مسایل متداول و مسایل پیچیده مهندسی که کاربرد صنعتی و تحقیقاتی دارند را حل نمود. در صنعت خودروسازی، گروه های مهندسی می توانند تمام بار های وارد بر اتومبیل، ارتعاشات دینامیکی، سیستم های چند جزئی^۱، برخورد و تصادف، مسایل استاتیکی غیر خطی، مسایل ترمو مکانیکی

¹ Multibody systems

(بررسی اثرات تغییرات دما بر رفتار سازه) و مسایل کوپل آکوستیک و سازه را با استفاده از یک مدل اولیه مشترک و حلگرهای یکپارچه سازی شده تحلیل نمایند.

۲-۳- بیان مسأله و شبیه سازی

هدف اصلی در این پایان نامه بررسی تاثیر پارامترهای مختلف از جمله جرم ضربه زننده، سرعت ضربه زننده، شرایط مرزی و تکیه گاهی نمونه چندلایه کامپوزیتی، چیدمان لایه های نمونه، ضریب اصطکاک تماس ضربه زننده و سطح نمونه چندلایه کامپوزیتی و سختی تماس بین لایه های نمونه چندلایه روی مولفه های انرژی نمونه چندلایه کامپوزیتی و همچنین روی مولفه های نیروی تماسی برخورد، تغییر مکان عمودی نمونه و تنش در سطح ورق مورد بررسی با استفاده از روش عددی و تحلیل گر صریح^۱ نرم افزار اجزاء محدود آباکوس می باشد. نمونه کامپوزیتی مورد بررسی در این تحقیق همان طور که در جدول (۲-۳) نشان داده شده است با ابعاد، چیدمان، جنس و سایر جزئیات مشخص بوده (که مطابق استاندارد ASTM D7136 می باشد) و تحت ضربه با سرعت های معین قرار می گیرد و تاثیر پارامترهای مختلف ضربه زننده و نمونه مطابق آنچه در جدول (۱-۳) مشخص است روی رفتار نمونه که شامل مواردی از قبیل مولفه های انرژی، نرخ تغییر مکان، مولفه نیروی برخورد و مولفه های تنش می باشد به صورت عددی مورد بررسی قرار گرفته است.

در جداول (۱-۳) پارامترهای متغیر و مقادیر آنها و همچنین خواص مکانیکی نمونه آورده شده است.

۳-۲-۱- پارامترهای ورودی و داده های مدل

مقادیر و شرایط مختلفی که در این پژوهش استفاده شده اند در جدول (۱-۳) صفحه بعد آورده شده اند.

¹Explicit

جدول (۱-۳) پارامترهای متغیر نمونه و پرتابه

ردیف	پارامتر متغیر	شماره ۱	شماره ۲	شماره ۳	شماره ۴
۱	ضریب اصطکاک تماس پرتابه و سطح	۰/۳	۰/۲		
۲	جرم پرتابه (kg)	۳/۱۳۲	۴/۷	۱۲/۵۳	
۳	سرعت اولیه پرتابه (m/sec)	۳	۴/۵	۳/۶۷	۶
۴	شرایط تکیه گاهی ورق	CCCC	CFCF		
۵	سختی تماس بین لایه ها (N/m)	۱۰ ^{۱۲}	Hard		
۶	نوع چینش لایه ها	۰/۹۰/۹۰/۰	۰/۹۰/۰/۹۰		

خواص مکانیکی ورق کامپوزیتی نیز مطابق جدول زیر است:

جدول (۲-۳) خواص مکانیکی ورق کامپوزیتی

ردیف	خاصیت	مقدار
۱	چگالی (kg/m^3)	۲۲۰۰
۲	مدول الاستیک طولی (GPa)	۳۰/۴۲
۳	مدول الاستیک عرضی (GPa)	۴
۴	نسبت های پواسون	۰/۲۹ و ۰/۲۹ و ۰/۴
۵	مدول های برشی (GPa)	۲/۰۸ و ۲/۰۸ و ۱/۴۴
۶	مقاومت کششی طولی (MPa)	۶۸۶
۷	مقاومت فشاری طولی (MPa)	۶۲۰
۸	مقاومت کششی جانبی (MPa)	۳۹
۹	مقاومت فشاری جانبی (MPa)	۱۲۸
۱۰	مقاومت برشی طولی (MPa)	۸۹
۱۱	مقاومت برشی جانبی (MPa)	۱۴۰/۸۵

۳-۲-۲- شبیه سازی

فرایند شبیه سازی ضربه با سرعت پایین روی نمونه کامپوزیتی معرفی شده در بخش قبل در نرم افزار آباکوس در قسمت پیوست به صورت کامل توضیح داده شده است. در ادامه این بخش توضیحاتی در مورد مش بندی مساله و همچنین نوع تحلیل بیان شده است.

روش حل صریح^۱ در نرم افزار های المان محدود بر پایه شبکه بندی و تقسیم مدل مورد نظر به اجزای کوچکتر و با تعداد محدود می باشد که به این اجزا المان گفته می شود. هر المان وظیفه دارد تا با معادلات حاکم تعریف شده برای خود نقش تحلیلی خود را انجام دهد. مثلاً اگر قصد تحلیل یک مساله سه بعدی را داریم باید از المانی استفاده کنیم که توانایی پوشش درجات آزادی مساله ما را داشته باشد. در این قسمت نوع المان مورد استفاده برای مش بندی ضربه زننده و نمونه کامپوزیتی معرفی شده و سایر توضیحات لازم برای شبیه سازی المان محدود سیستم ارائه شده است.

با توجه به اینکه ضربه زننده به صورت یک جسم صلب سه بعدی شبیه سازی شده است و فرایند مورد بررسی در مساله یک فرایند برخورد می باشد لذا برای شبیه سازی ضربه زننده از المان های نوع R3D4 و R3D3 استفاده شده است که به ترتیب المان های ۴ گرهی و ۳ گرهی، سه بعدی، دوخطی، صلب و دارای ۳ درجه آزادی از نوع جابه جایی می باشند.

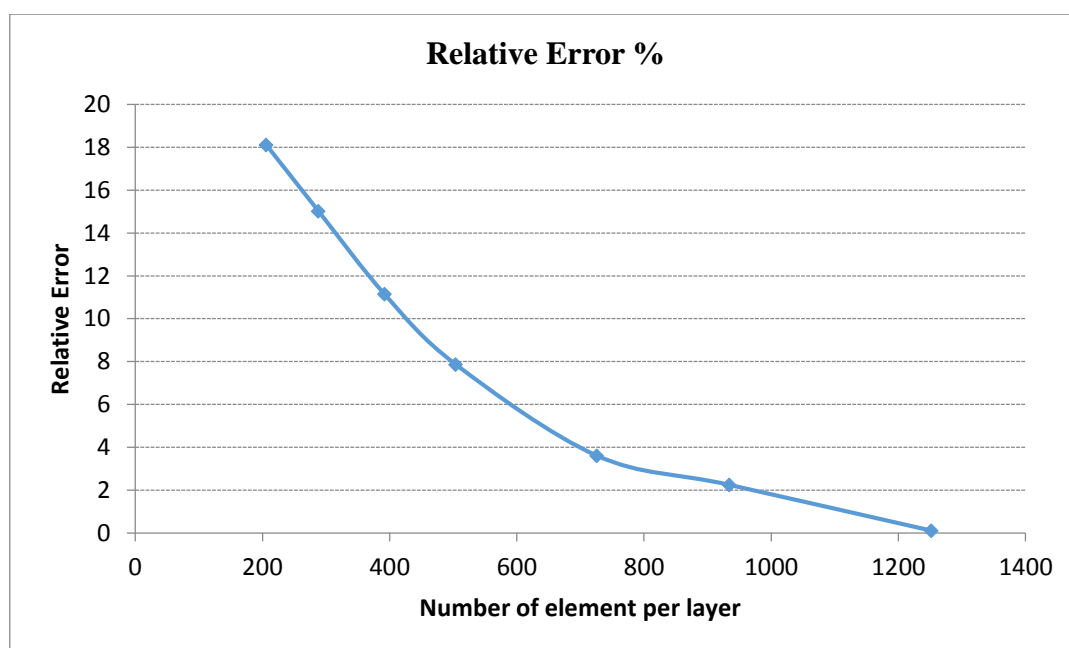
همچنین با توجه به اینکه نمونه چندلایه کامپوزیتی به صورت یک جسم از نوع توپر و تغییرشکل پذیر و مشابه پوسته می باشد، برای بالا بردن دقت محاسباتی مساله از المان های نوع پوسته ای پیوسته با نام SC8R استفاده شده است، که المان های ۶ وجهی، سه بعدی و ۸ گرهی و دارای ۳ درجه آزادی از نوع جابه جایی می باشند.

۳-۲-۳- یافتن تعداد المان و مش مناسب جهت همگرایی جواب ها در آباکوس

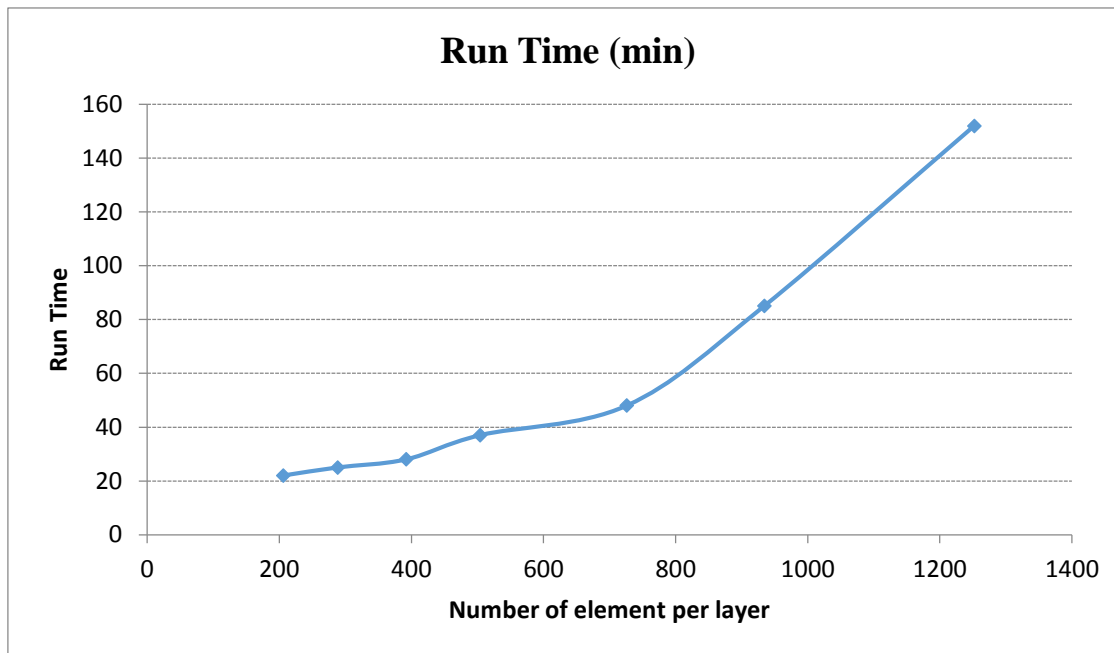
همان طور که در قسمت قبل اشاره شد، اساس حل در نرم افزارهای اجزای محدود، شبکه بندی و تقسیم مدل اصلی به تعداد محدودی اجزای کوچکتر است. اما سوال اصلی اینجاست که برای داشتن یک حل قابل اعتماد، چه تعداد از این اعضای کوچک نیاز است؟ این سوال جواب یکتایی ندارد اما باید معیاری تعیین شود تا به وسیله آن بتوان در انتخاب تعداد المان ها به یک جواب معقول رسید. پس از شبکه بندی مناسب و رسیدن به نظم در هندسه و ظاهر مش، برای رسیدن به تعداد مطلوب المان ها

¹ Explicit

یک پارامتر اصلی که هدف تحلیل بوده است در نظر گرفته می شود و در گام بعدی تعداد المان ها بیشتر شده تا تاثیر این ریز کردن مش بر پارامتر مذکور سنجیده شود. این کار تا جایی ادامه پیدا می کند که یک مصالحه بین زمان و تعداد المان برقرار شود، به عبارت دیگر با افزایش تعداد المان ها تغییر خاصی در جواب ها ایجاد نشود و در واقع هزینه محاسبات بر تغییرات جواب ها غلبه کند. در اینجا به اصطلاح گفته می شود جواب ها همگرا شده و نیازی به استفاده از تعداد بیشتر المان نیست و افزایش تعداد المان ها کمکی به افزایش دقت حل نمی کند و تنها زمان حل را افزایش می دهد. با توجه به توضیحات فوق نمودارهای حساسیت مش بر حسب تعداد المان برای دو مقوله زمان و مقدار خطای حل ایجاد شده است که با توجه به این نمودارها تعداد المان برای فرایند مش بندی نمونه چندلایه کامپوزیتی ۷۲۶ عدد در نظر گرفته شده است.



شکل (۱-۳) نمودار حساسیت مش بر حسب میزان خطای تحلیل



شکل (۲-۳) نمودار حساسیت مش برحسب زمان تحلیل

۳-۲-۴- تعریف گام زمانی

برای تعریف گام زمانی مساله فرکانس طبیعی اولین مود خمشی سازه از نرم افزار آباکوس استخراج شد که حدود ۷۰۰ هرتز بود. با معکوس کردن فرکانس مقدار پریود زمانی مقدار 0.0014 ثانیه به دست می آید. بنابراین برای گام زمانی مساله مقدار 1×10^{-3} ثانیه یا یک میلی ثانیه در نظر گرفته شده است.

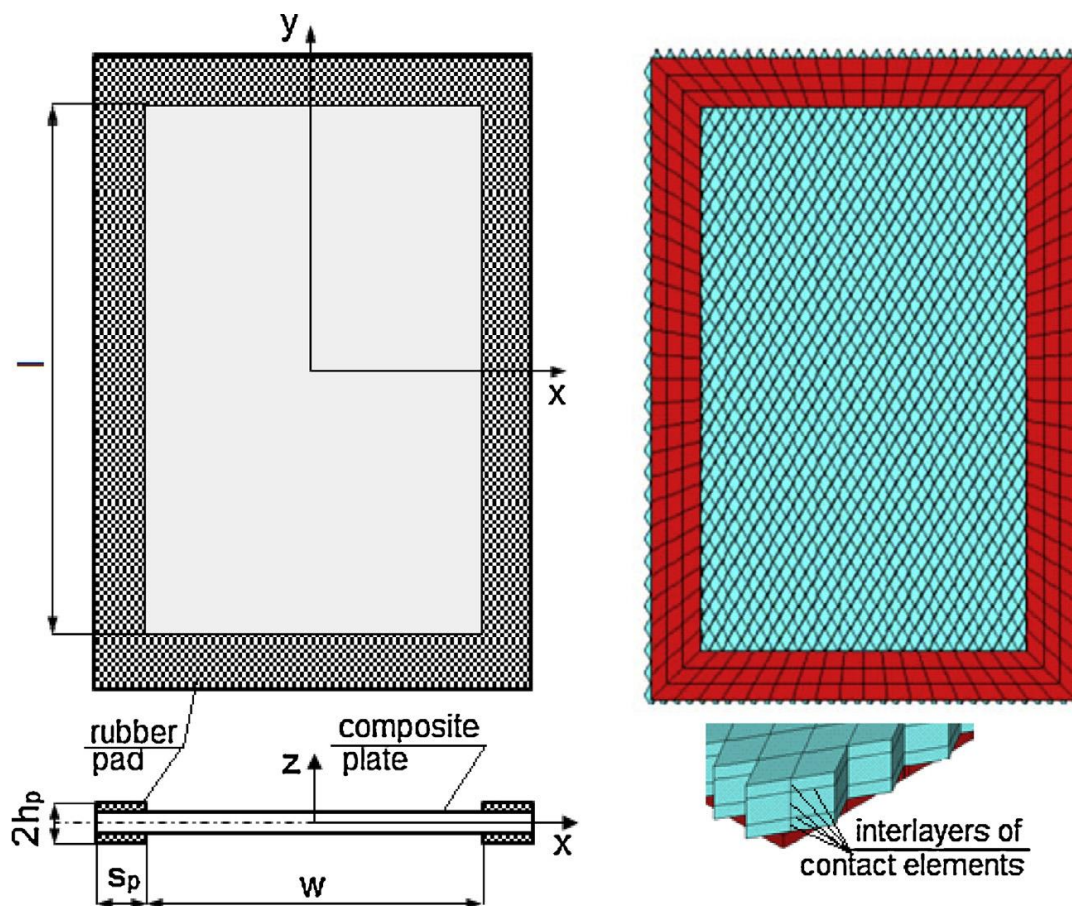
۳-۳- بررسی صحت نتایج

برای اعتبارسنجی از نتایج مرجع [۵۸] استفاده شده است.

ورودی‌ها و نتایج مقاله عبارتند از:

نوع ورق کامپوزیتی یک ورق ۴ لایه متقارن با جهتگیر $[+30/-30]_{sym}$ می باشد. ابعاد ورق مطابق استاندارد ASTM D7136 بصورت ۱۳۰ میلی متر طول و ۷۵ میلی متر عرض می باشد. قطر کره برخورد کننده ۱۲/۵ میلی متر بوده، جرم کل آن ۱/۹۳ کیلوگرم و سرعت اولیه اش ۲/۸۸ متر بر ثانیه است،

لذا انرژی کل پرتابه ۸ ژول و انرژی کل سیستم یک چهارم ۲ ژول است و ضخامت کل ورق نیز ۴/۲ میلی متر است. شکل (۱) تست ضربه آزمایشگاهی و همچنین نمونه شبیه سازی شده مقاله مورد نظر را نشان می دهد.

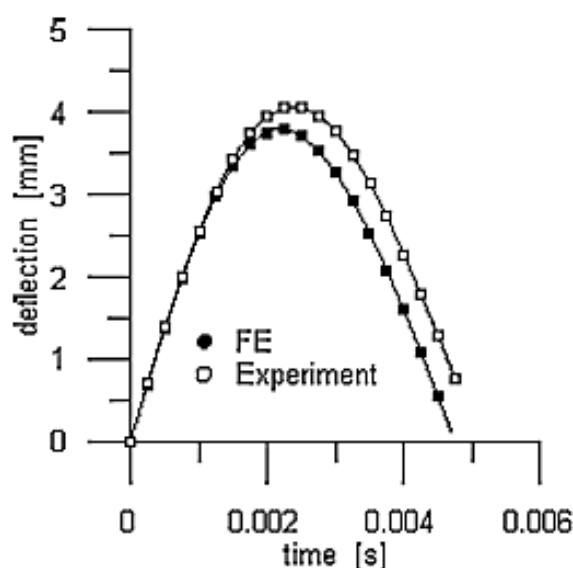


شکل (۳-۳) تست آزمایشگاهی و نمونه شبیه سازی شده در مقاله مورد استفاده برای اعتبارسنجی [۵۸]

سایر ورودی های مربوط به مقاومت لایه چسب بین لایه ها و همچنین مدول های کششی و برشی و فشاری ماده کامپوزیت در جدول (۳-۳) آورده شده اند.

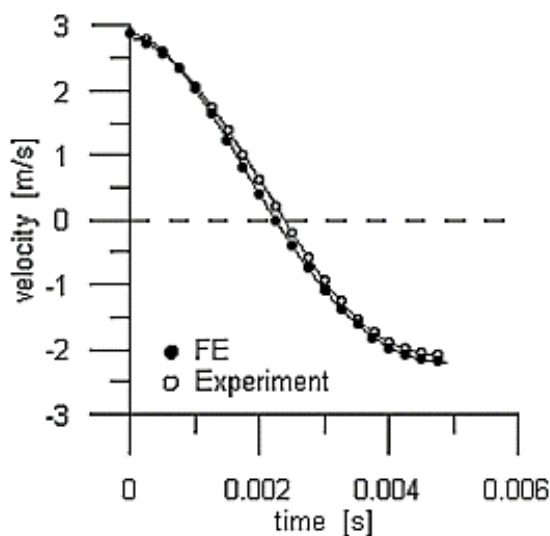
جدول (۳-۳) ورودی های مقاله مورد استفاده برای اعتبارسنجی

Table 1 - Mechanical properties of materials.					
CZM		HTS/MTM46 laminate		Steel	Rubber
G_{Ic} [N/m]	100	E_{11} [GPa]	120.80	210.00	0.05
G_{IIc} [N/m]	900	$E_{22} = E_{33}$ [GPa]	8.12		
G_{IIIc} [N/m]	900	$G_{12} = G_{13}$ [GPa]	3.29		
σ_{1max} [MPa]	24	G_{23} [GPa]	1.60		
t_{2max} [MPa]	100	$\nu_{12} = \nu_{13}$	0.28	0.3	0.48
t_{3max} [MPa]	100	X_T [MPa]	2036.50		
		X_C [MPa]	1116.00		
		Y_T [MPa]	24.80		
		Y_C [MPa]	180.00		
		S [MPa]	188.00		
		Density [kg/m ³]		7800.00	1250



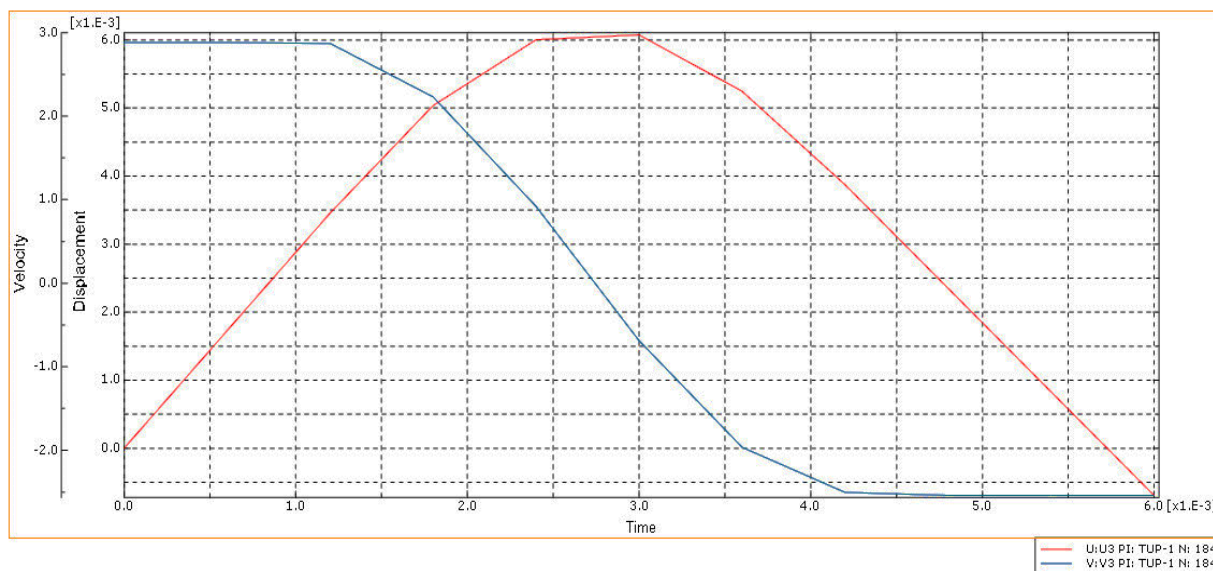
شکل (۳-۴) منحنی تغییر مکان گره مرکزی سطح ورق کامپوزیتی در مقاله مورد استفاده برای اعتبارسنجی نتیجه پاسخ اجزاء محدود و تست آزمایشگاهی (۵۸)

همانطور که در شکل فوق مشاهده می شود، بیشترین تغییر مکان عمودی مرکز ورق، پس از ۲/۲ میلی ثانیه از شروع برخورد و برابر مقدار تقریبی ۴ میلی متر است. مدت زمان کل برخورد نیز با استفاده از مدل سازی اجزاء محدود تقریباً مساوی ۵ میلی ثانیه است. البته در روش تجربی بیشترین تغییر مکان ۳/۹ میلی متر و زمان کل برخورد ۴/۷ میلی ثانیه است.



شکل (۳-۵) منحنی تغییرات سرعت ضربه زننده در مقاله مورد استفاده برای اعتبارسنجی [۵۸]

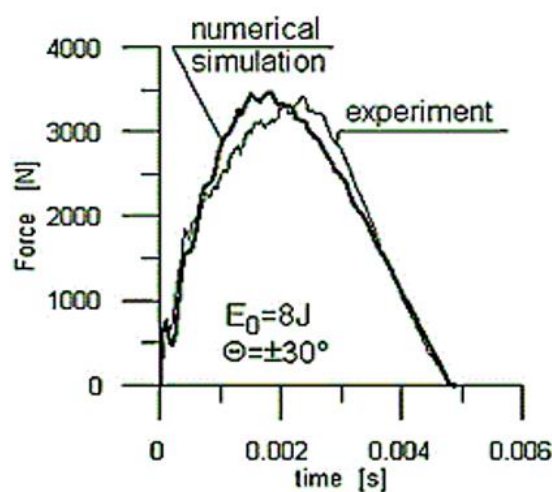
همچنین با توجه به شکل بالا، در زمان $2/1$ میلی ثانیه پس از شروع برخورد، گلوله از حرکت بازمی ایستد و تمام انرژی جنبشی به انرژی کرنشی و انرژی اتلافی تبدیل می شود، نهایتاً سرعت گلوله پس از بازگشت و پس از گذشت زمان تقریبی 5 میلی ثانیه حدوداً $2/35$ متر بر ثانیه و به سمت بالا بوده است.



شکل (۳-۶) پاسخ تغییرمکان و سرعت ضربه زننده حاصل از مدل سازی آباکوس

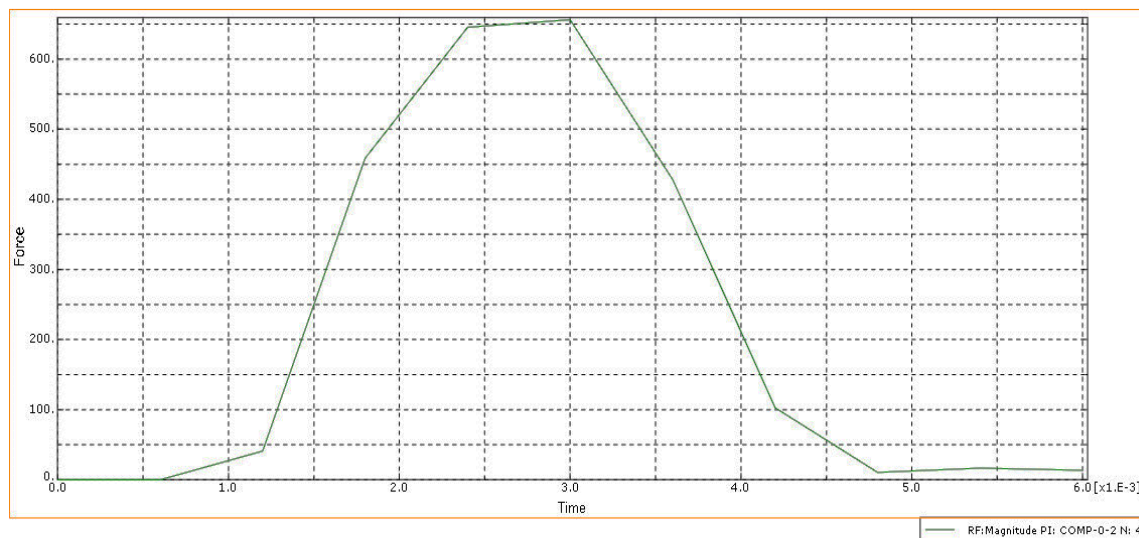
نتایج حاصل از حل عددی در نرم افزار آباکوس در شکل (۳-۲۹) برای تغییر مکان المان مرکزی سطح و ورق و همچنین سرعت پرتابه رسم شده است. با توجه به اینکه گلوله را کمی بالاتر از سطح ورق مونتاژ کرده بودیم، منحنی مربوط به تغییرات سرعت جرم برخورد کننده در شکل فوق ۰/۷۵ میلی ثانیه پس از شروع فرآیند شروع به کاهش کرده و پس از ۲/۷۵ میلی ثانیه گلوله متوقف شده است، لذا مدت زمان لازم برای توقف ۲ میلی ثانیه بوده که ۵٪ خطا با نتایج مقاله داشته است. در نهایت سرعت بازگشت پرتابه به سمت بالا ۲/۵۵ متر بر ثانیه بوده است که باز هم کمتر از ۸٪ خطا با نتایج حاصل از مقاله دارد.

در مورد منحنی تغییر مکان نیز، از زمان شروع برخورد تا ایست کامل گلوله و بیشینه تغییر مکان، ۲/۲۵ میلی ثانیه طول کشیده و ورق به مقدار ۳/۷ میلی متر فرورفته است که ۷/۵ درصد با نتایج مقاله اختلاف دارد و در نتیجه تطابق خوبی با نتایج آن دارد.



شکل (۳-۷) نتایج نیروی برخورد مقاله مورد استفاده برای اعتبارسنجی [۵۸]

مطابق شکل فوق نیز بیشترین نیروی عمودی فشاری حاصل از برخورد در تست آزمایشگاهی در مقاله بطور تقریبی برابر ۳۲۵۰ نیوتن و قبل از زمان ۲ میلی ثانیه بوده است، مطابق انتظار ما بیشترین نیروی به وجود آمده در سطح برخورد اندکی قبل از متوقف شدن کامل پرتابه و تغییر جهت آن است.



شکل (۳-۸) پاسخ نیروی حاصل از مدلسازی آباکوس در پژوهش جاری برای حصول اعتبار سنجی با مقاله با توجه به تغییرات نیروی تماس در سطح ورق برای مدل سازی در این پژوهش، مشاهده می شود که بیشترین نیروی منتقل شده تقریباً برابر ۷۰۰ نیوتن و حدود ۲ میلی ثانیه پس از شروع برخورد بوده است. چون ما مدل یک چهارم را بررسی می کنیم، باید نیروی حاصل را ۴ برابر کنیم، لذا پاسخ به دست آمده ما برای بیشترین نیروی فشاری برابر ۲۸۰۰ نیوتن بوده است که میزان ۱۲/۶٪ خطای نسبی را گزارش می کند و به نظر قابل قبول می آید. با توجه به اختلافاتی که بین زمینه های تست آزمایشگاه مقاله مورد بررسی و مدلسازی المان محدود این پژوهش وجود دارد و اینکه در میزان تغییر مکان و همچنین سرعت ضربه زننده مقادیری خطا مشاهده شد، لذا بدیهی است که با توجه به اصل تکانه خطی در نیروی تماسی برخورد مقدار خطای بیشتری مشاهده شود.

فصل ۴:

یافته های پژوهش

۴-۱- مقدمه

در طول این فصل یافته های پژوهش که خروجی های حاصل از شبیه سازی پدیده ضربه با سرعت پایین روی چندلایه کامپوزیتی مورد نظر می باشد، با در نظر گرفتن تاثیر پارامترهای مختلف متغیر جرم ضربه زننده، سرعت ضربه زننده، ترتیب چینش لایه های چندلایه کامپوزیتی، سختی تماسی بین لایه های چندلایه کامپوزیتی و ضریب اصطکاک بین سطح بالای چندلایه کامپوزیتی و ضربه زننده روی رفتار چندلایه کامپوزیتی به صورت نمودارهایی ارائه شده است. نمودارهای خروجی شامل نمودارهای مولفه های انرژی، مولفه نیروی تماسی برخورد، سرعت و جابجایی عمودی پرتابه و تغییر مکان عمودی گره های چهار لایه در مرکز ورق بر حسب زمان می باشد. نمودارهای خروجی ذکر شده برای هر پارامتر متغیر به صورت مقایسه ای و در قالب قسمت های (الف) و (ب) آورده شده است تا به این صورت اثر هر مقدار از پارامترها را بتوان روی خروجی مد نظر مشاهده کرد. پارامترهای متغیر و شرایط مختلفی که در تحلیل عددی استفاده شده اند در جدول (۱-۱) فصل اول ذکر شده است.

جدول (۱-۴) پارامترهای استفاده شده در نمودارهای خروجی

ردیف	عنوان	مخفف
۱	انرژی کرنشی مجازی کل سیستم	ALLAE
۲	انرژی اتلافی و جذب شده کل سیستم بدلیل آسیب	ALLDMD
۳	انرژی اتلافی سیستم بدلیل وجود اصطکاک	ALLFD
۴	مجموع انرژی درونی کل سیستم	ALLIE
۵	مجموع انرژی جنبشی کل سیستم	ALLKE
۶	مجموع انرژی کرنشی سیستم	ALLSE
۷	مولفه عمودی نیروی تماسی پرتابه و سطح بدلیل فشار	CFNM
۸	مولفه افقی نیروی تماسی پرتابه و سطح بدلیل اصطکاک	CFSM
۹	برآیند نیروی تماسی پرتابه و سطح	CFTM

با توجه به اینکه خروجی های نرم افزار آباکوس به صورت نمودارهای بر حسب زمان بوده و واحد کمیت خروجی در خود نمودار ذکر نمی شود، واحدهای کمیت ها و خروجی های پژوهش در جدول آورده شده است.

جدول (۲-۴) واحدهای مربوط به کمیت های خروجی پژوهش

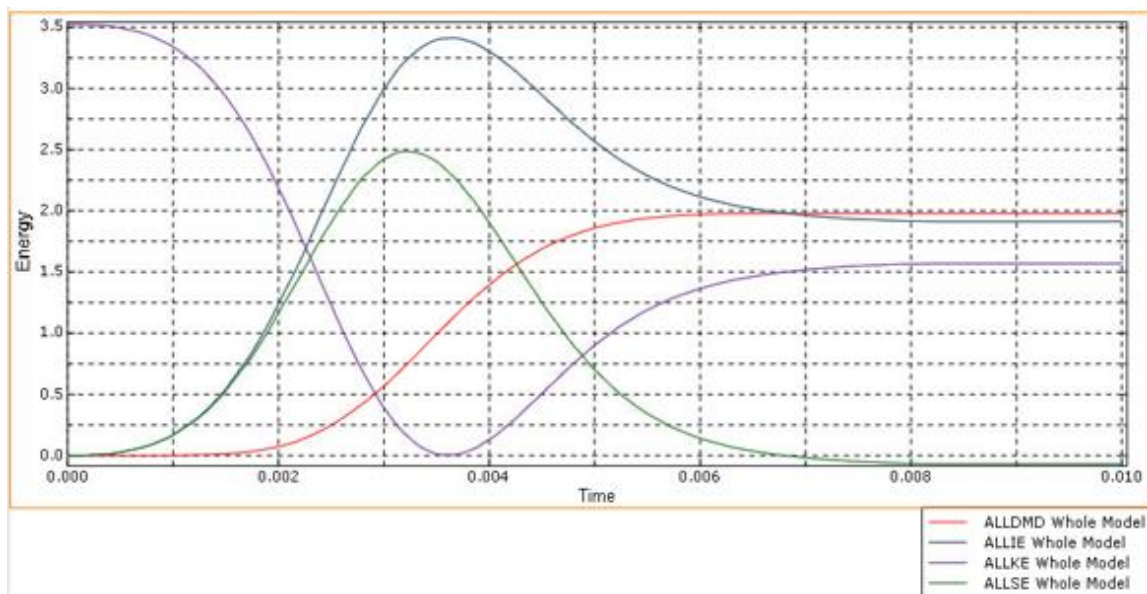
واحد	نوع کمیت
ژول (J)	انرژی
نیوتن (N)	نیروی تماسی برخورد
پاسکال (Pa)	تنش سطح ورق
متر (m)	تغییر مکان عمودی مرکز ورق
متر بر ثانیه (m/s)	سرعت ضربه زننده
متر (m)	تغییر مکان عمودی ضربه زننده

۲-۴- تغییر ضریب اصطکاک تماس پرتابه و سطح

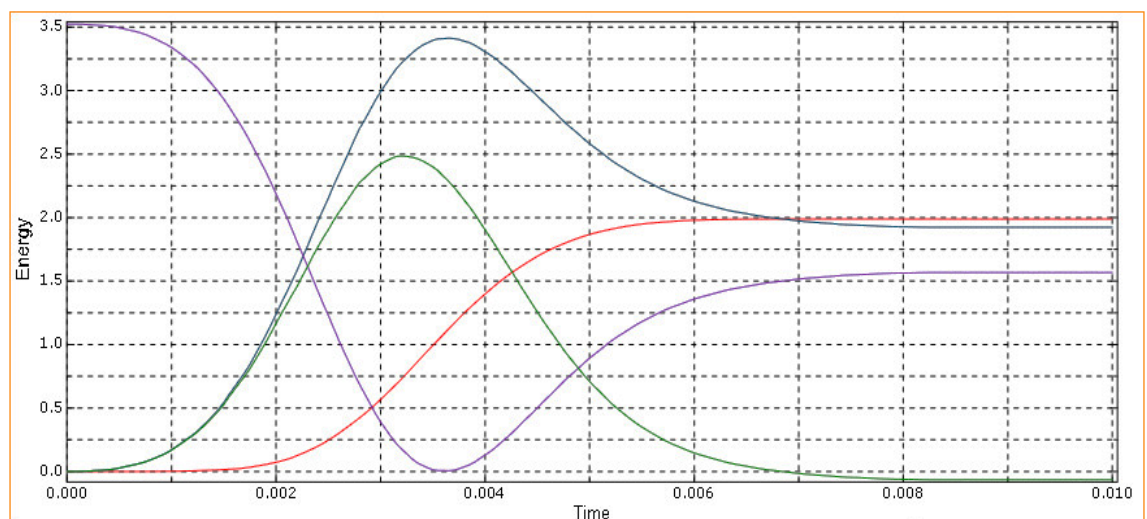
در این قسمت اثر تغییر ضریب اصطکاک تماس بین پرتابه و سطح چندلایه کامپوزیتی برای دو مقدار متفاوت ضریب اصطکاک روی رفتار سیستم بررسی شده است، با این فرض که سایر پارامترهای سیستم ثابت بوده و دارای مقادیر شماره ۱ در جدول (۱-۴) می باشند.

۱-۲-۴- مولفه های اصلی انرژی سیستم

شکل (۱-۴) مولفه های اصلی انرژی سیستم را برای دو مقدار مختلف ضریب اصطکاک تماس بین سطح و پرتابه در قالب دو نمودار (الف) و (ب) نشان می دهد. نمودار (الف) مربوط به مولفه های اصلی انرژی برای ضریب اصطکاک شماره ۱ و نمودار (ب) مربوط به مولفه های اصلی انرژی سیستم برای ضریب اصطکاک شماره ۲ می باشد. لازم به ذکر است که منظور از مولفه های اصلی انرژی سیستم، مولفه هایی از انرژی هستند که دارای مقادیر بزرگ و قابل توجه می باشند که شامل انرژی جذب شده کل سیستم به دلیل آسیب، انرژی درونی کل سیستم، انرژی جنبشی کل سیستم و انرژی کرنشی کل سیستم می باشند.



(الف)



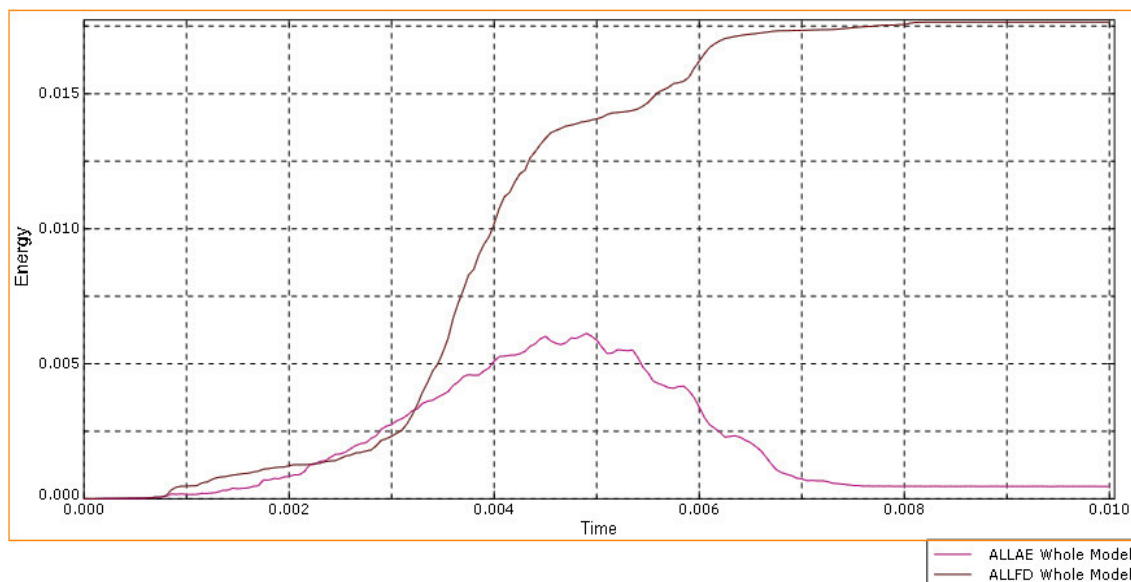
(ب)

شکل (۴-۱) مقایسه مولفه های اصلی انرژی سیستم برای دو مقدار مختلف ضریب اصطکاک تماس پرتابه و سطح (الف) ضریب اصطکاک شماره ۱؛ (ب) ضریب اصطکاک شماره ۲

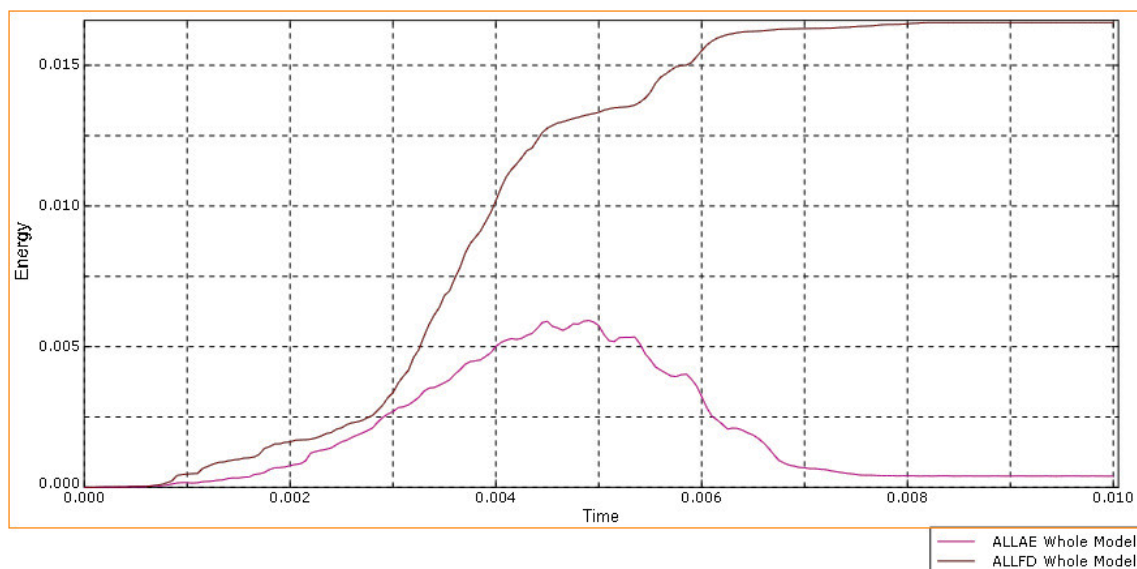
با مقایسه دو نمودار (الف) و (ب) از شکل (۴-۱) می توان نتیجه گرفت که تغییر و کاهش ضریب اصطکاک تماس بین سطح و پرتابه تاثیر چندانی روی مولفه های اصلی انرژی سیستم ندارد و مقادیر در دو حالت تقریباً یکسان می باشند.

۲-۲-۴- سایر مولفه های انرژی

شکل (۲-۴) سایر مولفه های انرژی سیستم را برای دو مقدار مختلف ضریب اصطکاک تماس بین سطح و پرتابه در قالب دو حالت (الف) و (ب) نشان می دهد. نمودار (الف) مربوط به مولفه های انرژی مربوط به ضریب اصطکاک شماره ۱ و نمودار (ب) مربوط به مولفه های انرژی مربوط به ضریب اصطکاک شماره ۲ می باشد. لازم به ذکر است منظور از سایر مولفه های انرژی سیستم مولفه هایی از انرژی هستند که دارای مقادیر بسیار کوچکتري نسبت به مولفه های اصلی انرژی سیستم بوده و اغلب قابل چشم پوشی می باشند و شامل انرژی اتلافی سیستم به دلیل اصطکاک و انرژی کرنشی مجازی سیستم هستند.



(الف)



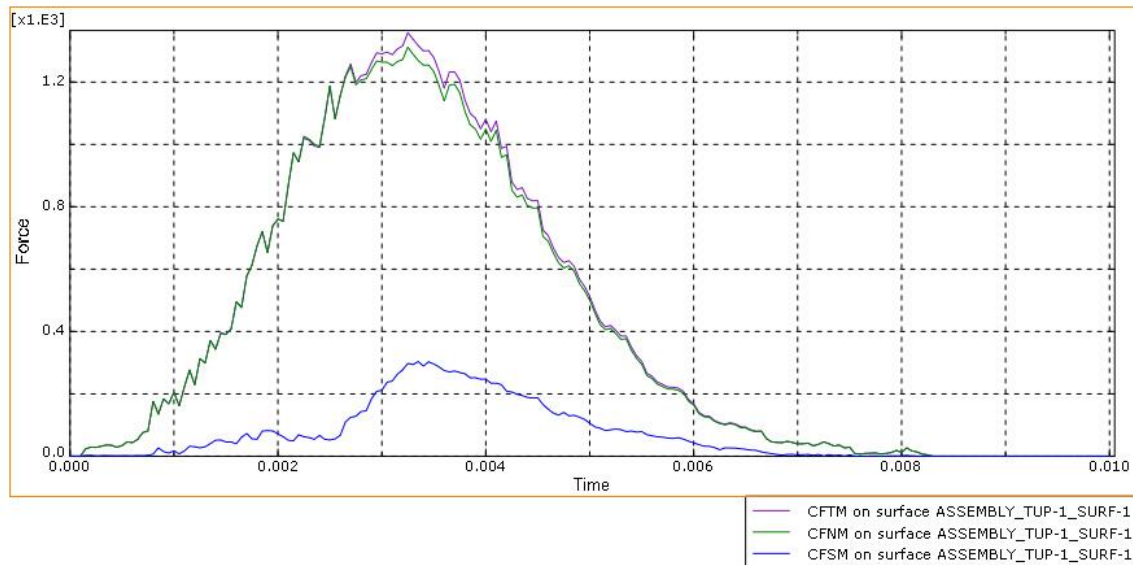
(ب)

شکل (۲-۴) مقایسه سایر مولفه های انرژی سیستم برای دو مقدار مختلف ضریب اصطکاک تماس پرتابه و سطح (الف) ضریب اصطکاک شماره ۱ (ب) ضریب اصطکاک شماره ۲

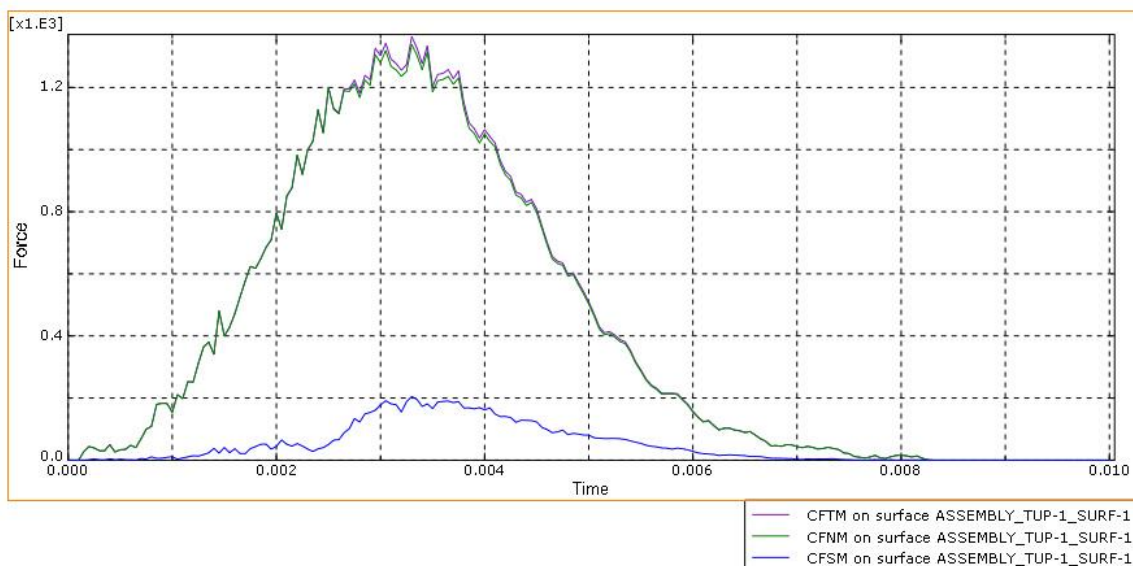
از مقایسه نتایج حاصل در دو حالت (الف) و (ب) نمودار (۲-۴) مشاهده می شود که انرژی اتلافی ناشی از اصطکاک با کاهش ضریب اصطکاک از شماره ۱ به شماره ۲ به میزان ۷٪ کاهش پیدا کرده است لذا کاهش ضریب اصطکاک بین سطح و پرتابه باعث کاهش انرژی اتلافی به دلیل اصطکاک میشود.

۴-۲-۳- مولفه های نیروی تماسی برخورد

شکل (۳-۴) مولفه های نیروی تماسی برخورد را برای دو مقدار مختلف ضریب اصطکاک تماس بین سطح و پرتابه در قالب دو حالت (الف) و (ب) نشان می دهد که نمودار (الف) مربوط به مولفه های نیروی تماسی برخورد برای ضریب اصطکاک شماره ۱ و نمودار (ب) مربوط به مولفه های نیروی تماسی برخورد برای ضریب اصطکاک شماره ۲ می باشد. لازم به ذکر است منظور از نیروی تماسی برخورد نیرویی فوق العاده کوتاه مدت است که در حین برخورد به جسم وارد می شود. در اینجا نیروی تماسی برخورد شامل سه مولفه نیروی تماسی عمودی پرتابه و سطح ناشی از فشار، نیروی تماسی افقی پرتابه و سطح ناشی از اصطکاک و برآیند نیروی تماسی پرتابه و سطح می باشد.



(الف)



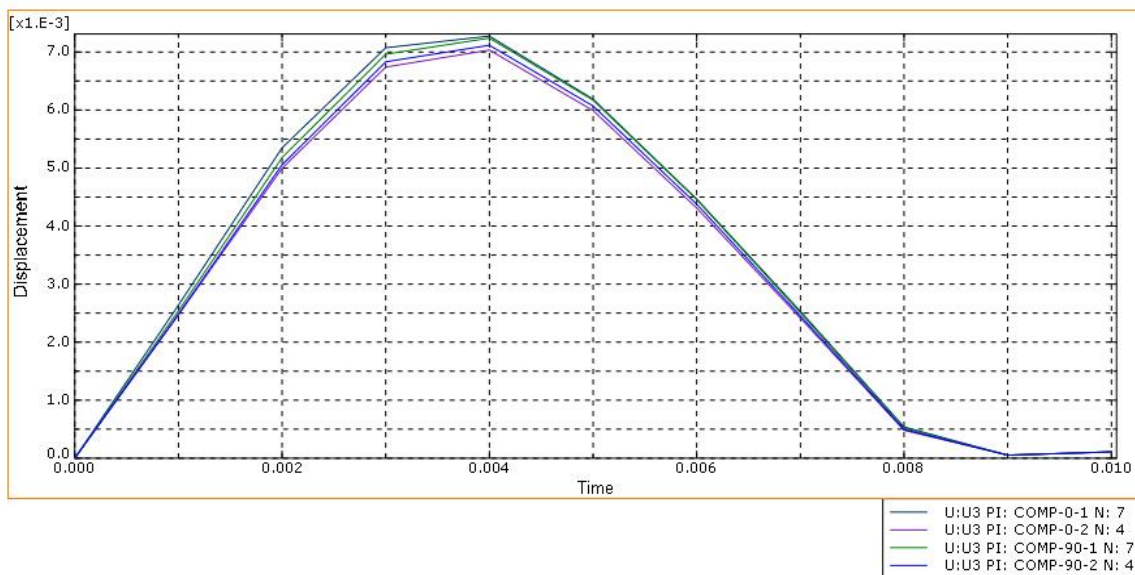
(ب)

شکل (۳-۴) مقایسه مولفه های تماسی برخورد برای دو مقدار مختلف ضریب اصطکاک تماس پرتابه و سطح بالا) ضریب اصطکاک شماره ۱؛ پایین) ضریب اصطکاک شماره ۲

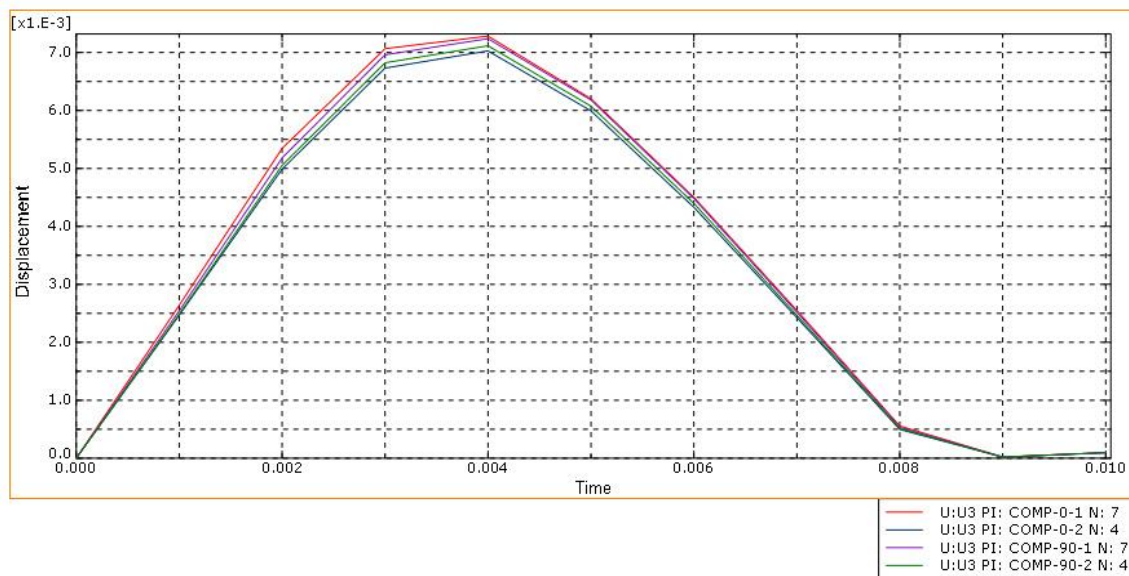
همان طور که از مقایسه نمودارها مشاهده می شود با تغییر و کاهش ضریب اصطکاک تماس بین سطح و پرتابه بیشینه مولفه افقی نیروی تماسی بین سطح و پرتابه که ناشی از اصطکاک است از ۳۰۰ نیوتن به ۲۱۰ نیوتن کاهش می یابد ولی در سایر مولفه ها تغییر چندانی دیده نمی شود.

۴-۲-۴- تغییر مکان عمودی گره های ۴ لایه در مرکز ورق

شکل (۴-۵) میزان تغییر مکان عمودی گره های ۴ لایه در مرکز چندلایه کامپوزیتی را برای دو مقدار مختلف ضریب اصطکاک به صورت دو نمودار (الف) و (ب) نشان می دهد.



(الف)



(ب)

شکل (۴-۴) مقایسه تغییر مکان عمودی گره های ۴ لایه در مرکز ورق برای دو مقدار مختلف ضریب اصطکاک تماس پرتابه و سطح (الف) ضریب اصطکاک شماره ۱ (ب) ضریب اصطکاک شماره ۲

همان طور که از مقایسه نمودارها مشخص است تغییر ضریب اصطکاک بین سطح و پرتابه تغییر محسوسی روی تغییر مکان عمودی گره مرکزی چندلایه ایجاد نمی کند.

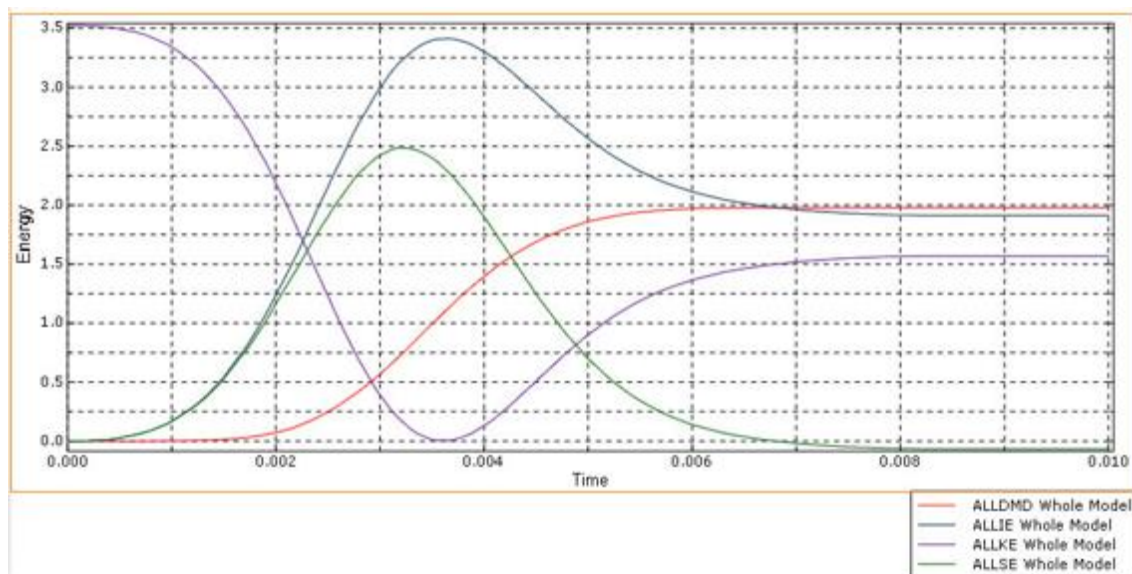
۴-۳- تغییر جرم پرتابه

در این قسمت با ثابت در نظر گرفتن سایر پارامترهای موجود برای پرتابه و چندلایه کامپوزیتی و برابر با مقادیر شماره ۱ از جدول (۴-۱) تاثیر تغییر جرم پرتابه بر روی خروجی های مد نظر شامل مولفه های انرژی، نیروی تماسی برخورد بین سطح و پرتابه، تنش در گره مرکزی سطح ورق، تغییر مکان عمودی گره مرکزی ۴ لایه و سرعت و تغییر مکان عمودی پرتابه پس از برخورد بررسی شده است.

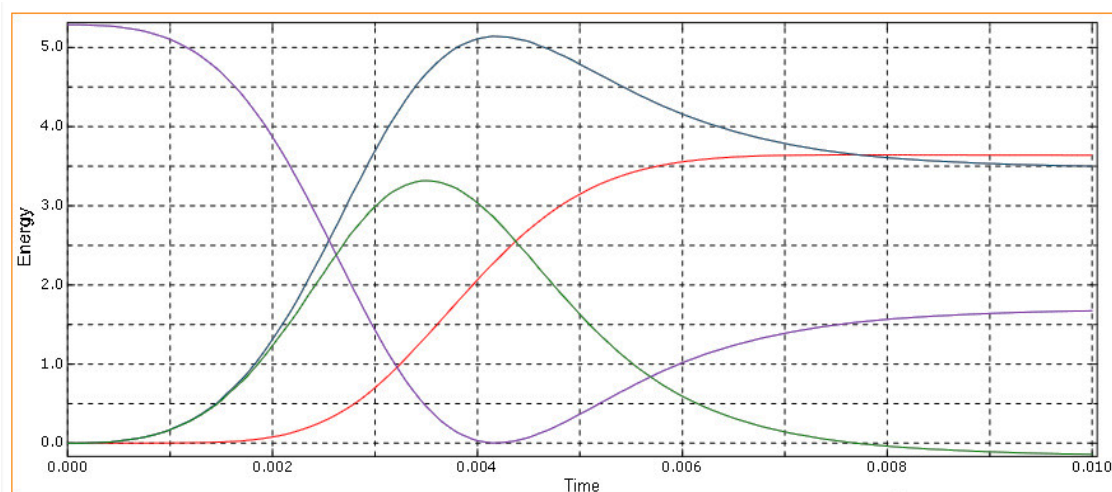
انرژی کلی سیستم یا انرژی پرتابه در این حالت دارای دو مقدار $3/52$ ژول و $5/28$ ژول برای جرم های شماره ۱ و شماره ۲ می باشد که چون جرم شماره ۲، $1/5$ برابر جرم شماره ۱ است انرژی پرتابه نیز $1/5$ برابر خواهد شد.

۴-۳-۱- مولفه های اصلی انرژی سیستم

شکل (۴-۶) مقدار مولفه های انرژی سیستم را برای دو مقدار مختلف جرم ضربه زننده در قالب دو حالت (الف) و (ب) نشان می دهد که حالت (الف) مربوط به جرم شماره ۱ و حالت (ب) مربوط به جرم شماره ۲ می باشد.



(الف)



(ب)

شکل (۴-۵) مقایسه مولفه های اصلی انرژی سیستم برای دو مقدار مختلف جرم پرتابه
(الف) جرم شماره ۱ (ب) جرم شماره ۲

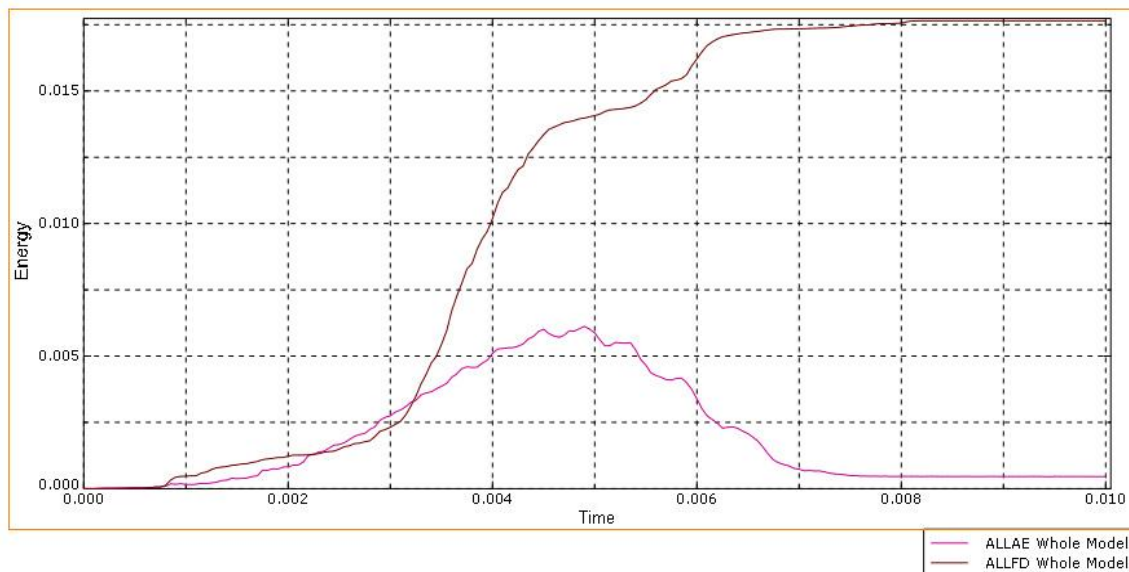
نتایج حاصل از مقایسه دو نمودار فوق نشان می دهد:

- مجموع انرژی درونی و جنبشی سیستم ثابت و برابر انرژی کلی است.
- زمان توقف پرتابه وقتی که انرژی جنبشی برابر صفر شده و انرژی درونی به بیشینه خود میرسد، در حالت (الف) برابر با $3/6$ میلی ثانیه و برای حالت (ب) برابر با $4/2$ میلی ثانیه است.
- میزان حدی انرژی جنبشی برای حالت (الف) برابر $1/62$ و برای حالت (ب) برابر $1/76$ است که تفاوت چندان زیادی ندارند و جرم سبکتر شماره ۱ با سرعت بیشتری برمی گردد.

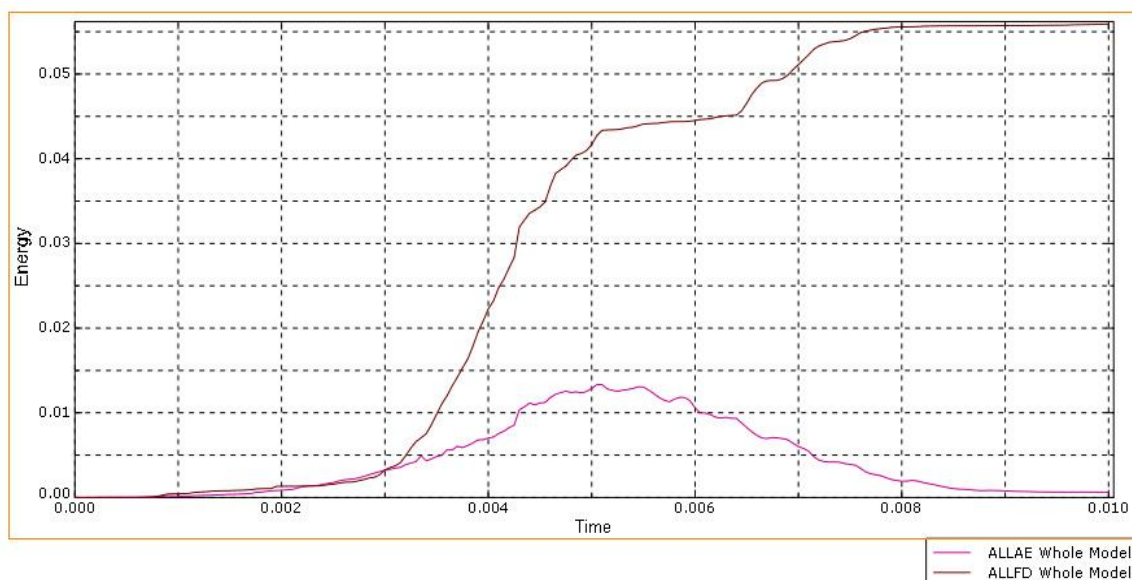
- میزان حدی انرژی درونی برای حالت (الف) برابر $1/9$ و برای حالت (ب) برابر $3/52$ است.
- رفتار انرژی کرنشی ورق کامپوزیتی و انرژی درونی کل سیستم تقریباً مشابه همدیگر هستند به این صورت که از صفر شروع شده به یک قله بیشینه می رسند و به یک حالت حدی در زمان برگشت پرتابه میل می کند، با این تفاوت که برای هر دو حالت زمان رسیدن انرژی کرنشی ورق به بیشترین مقدار خود از زمان صفر شدن سرعت پرتابه کمتر است.
- برای حالت (الف)، انرژی کرنشی بیشینه $2/5$ ژول و در زمان $3/2$ میلی ثانیه است و میزان حدی آن $0/11$ ژول است. برای حالت (ب) و جرم سنگین تر، انرژی کرنشی بیشینه $3/28$ ژول و در زمان $3/52$ میلی ثانیه است و میزان حدی آن نیز $0/15$ ژول است.
- رفتار انرژی اتلافی به دلیل آسیب نیز از صفر شروع شده و به یک مقدار بیشینه حدی می رسد. در حالت (الف) این میزان حدی حدکثر $1/98$ ژول و 56% انرژی کل سیستم است، در حالت (ب) این میزان حدی $3/68$ ژول است که برابر 69% انرژی کل سیستم است.

۴-۳-۲- سایر مولفه های انرژی

شکل (۴-۷) سایر مولفه های انرژی سیستم اعم از انرژی اتلافی ناشی از اصطکاک و انرژی کرنشی مجازی را برای دو حالت (الف) با جرم شماره ۱ و (ب) با جرم شماره ۲ نشان می دهد.



(الف)



(ب)

شکل (۴-۶) مقایسه سایر مولفه های انرژی سیستم برای دو مقدار مختلف جرم پرتابه
الف) جرم شماره ۱ ب) جرم شماره ۲

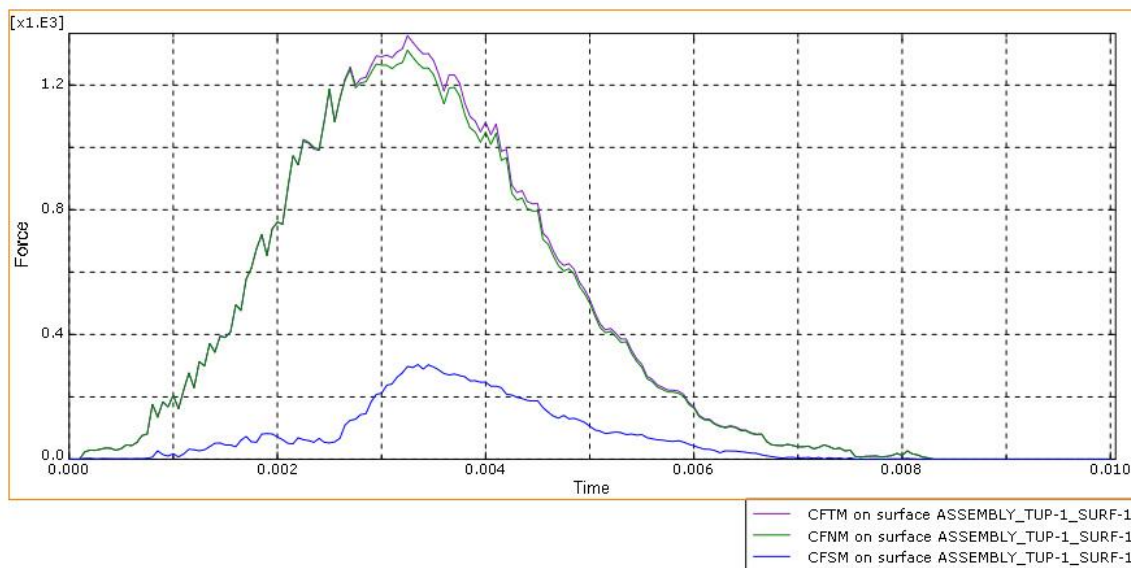
نتایج حاصل از مقایسه دو نمودار با یکدیگر نشان می دهد:

- رفتار انرژی اتلافی بدلیل اصطکاک نیز از صفر شروع شده و به تدریج افزوده می شود، در حالت (الف) حداکثر آن ۰/۰۱۷ ژول و ۰/۰۵٪ انرژی کل است، در حالت جرم شماره ۲ برابر ۰/۰۵۵ ژول که ۱٪ انرژی کل حالت (ب) است.

- بیشترین انرژی کرنشی مجازی در حالت (الف) برابر 0.006 ژول و در حالت (ب) برابر 0.013 ژول است.

۳-۳-۴- مولفه های نیروی تماسی برخورد

شکل (۴-۸) مولفه های نیروی تماسی برخورد را برای دو مقدار مختلف جرم پرتابه شماره ۱ و شماره ۲ نشان می دهد و شامل دو حالت (الف) برای جرم شماره ۱ و (ب) برای جرم شماره ۲ میباشد.



(الف)



(ب)

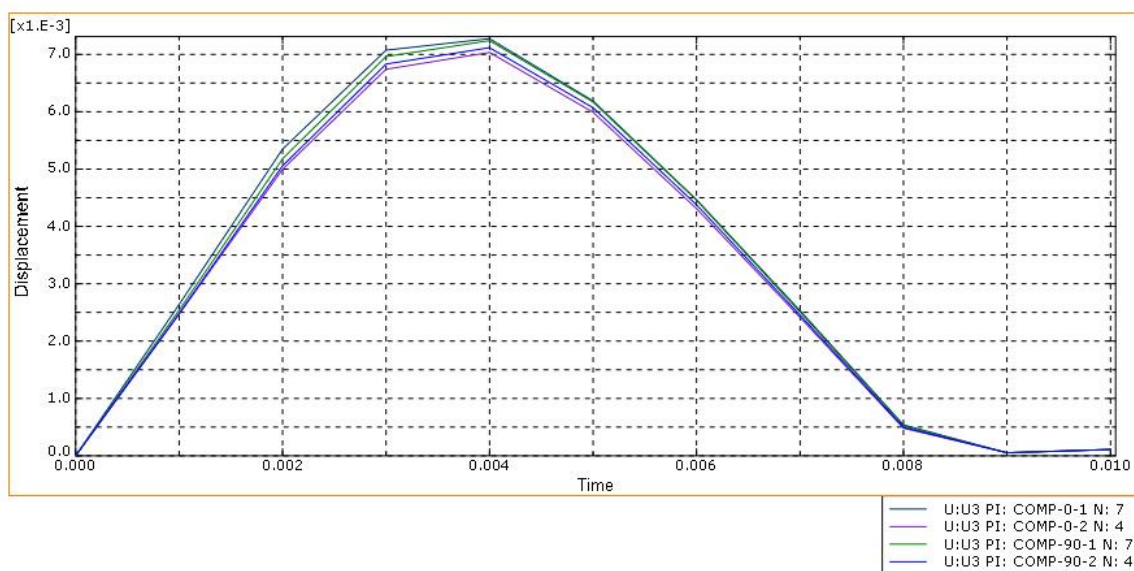
شکل (۴-۷) مقایسه مولفه های تماسی برخورد برای دو مقدار مختلف جرم پرتابه (الف) جرم شماره ۱ (ب) جرم شماره ۲

از مقایسه دو نمودار شکل فوق می توان نتیجه گرفت:

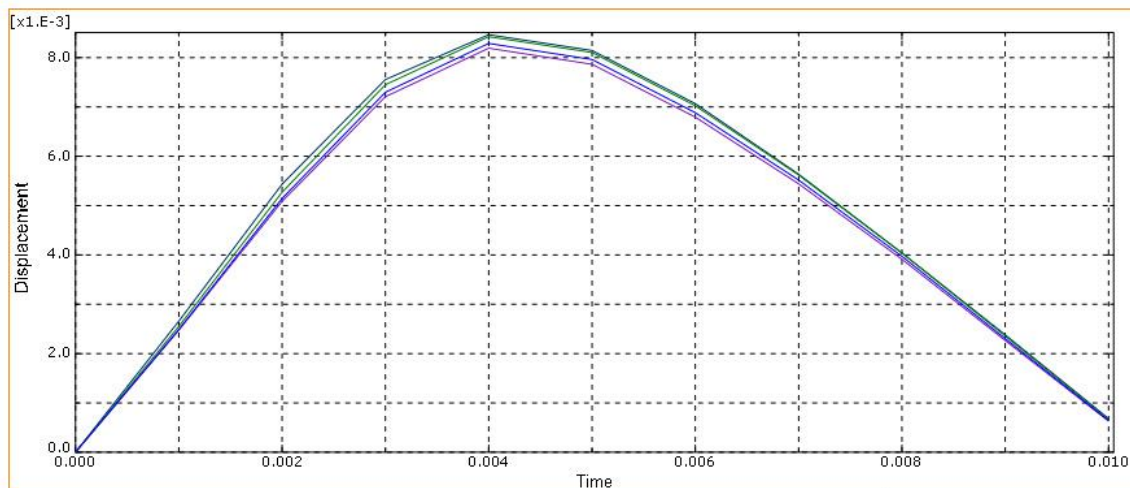
- نیروی تماس بین سطح رویه و پرتابه نیز تقریباً همان زمانی به بیشترین مقدار می رسد که انرژی کرنشی بیشینه شده است.
- میزان بیشینه مولفه اصطکاکی تماس با سطح ورق در حالت (الف) برابر ۳۰۰ نیوتن و در حالت (ب) برابر ۳۷۰ نیوتن است.
- میزان بیشینه مولفه فشاری تماس با سطح ورق در حالت (الف) برابر ۱۳۰۰ نیوتن و در حالت (ب) برابر ۱۶۲۰ نیوتن می باشد. لذا نیروی فشاری بیشینه با ۱/۵ برابر کردن جرم پرتابه، ۱/۲۴ برابر مقدار اولیه شده است.

۴-۳-۴- تغییر مکان عمودی گره های ۴ لایه در مرکز ورق

شکل (۴-۱۰) تغییر مکان عمودی گره های ۴ لایه در مرکز ورق را برای دو مقدار مختلف جرم پرتابه نشان می دهد که شامل دو حالت (الف) برای جرم شماره ۱ و (ب) برای جرم شماره ۲ می باشد.



(الف)



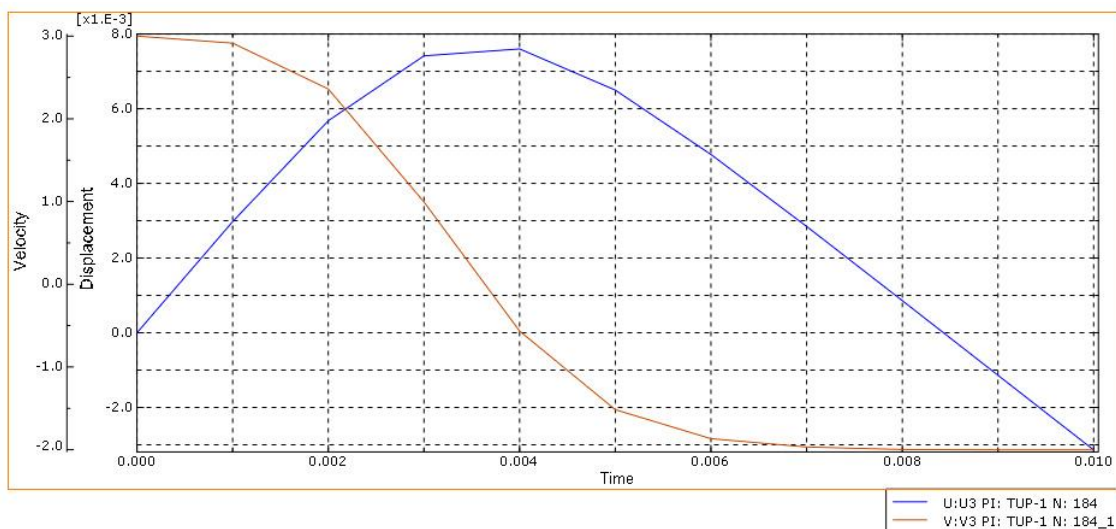
(ب)

شکل (۴-۸) مقایسه تغییر مکان عمودی گره های ۴ لایه در مرکز ورق برای دو مقدار مختلف جرم پرتابه. الف) جرم شماره ۱؛ ب) جرم شماره ۲

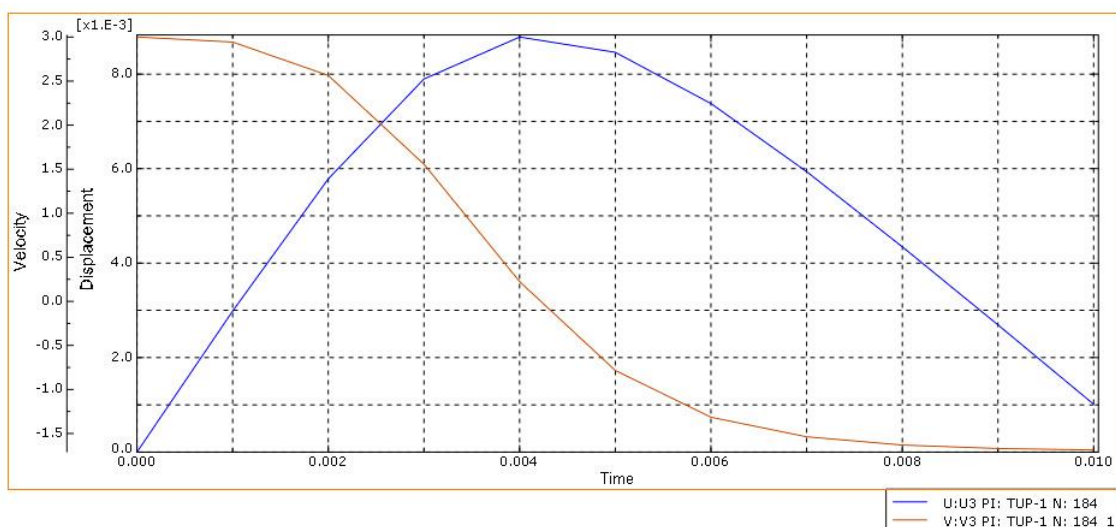
نتایج حاصل از مقایسه دو نمودار شکل فوق نشان می دهد که بیشترین تغییر مکان لایه های ورق کامپوزیتی در حالت (الف) و جرم شماره ۱ معادل $7/25$ میلیمتر و در حالت (ب) و جرم شماره ۲ معادل $8/45$ میلی متر می باشد، لذا همان طور که مشخص است تغییر و افزایش جرم ضربه زننده از شماره ۱ به شماره ۲ باعث افزایش مقدار بیشینه تغییر مکان گره های ۴ لایه ورق می شود.

۴-۳-۵- سرعت و تغییر مکان پرتابه

شکل (۴-۱۱) سرعت و تغییر مکان پرتابه پس از برخورد را برای دو مقدار مختلف جرم ضربه زننده نشان می دهد که شامل دو قسمت (الف) برای جرم شماره ۱ و (ب) برای جرم شماره ۲ می باشد.



(الف)



(ب)

شکل (۴-۹) مقایسه تغییر مکان عمودی و سرعت پرتابه برای دو مقدار مختلف جرم پرتابه. (الف) جرم شماره ۱؛ (ب) جرم شماره ۲

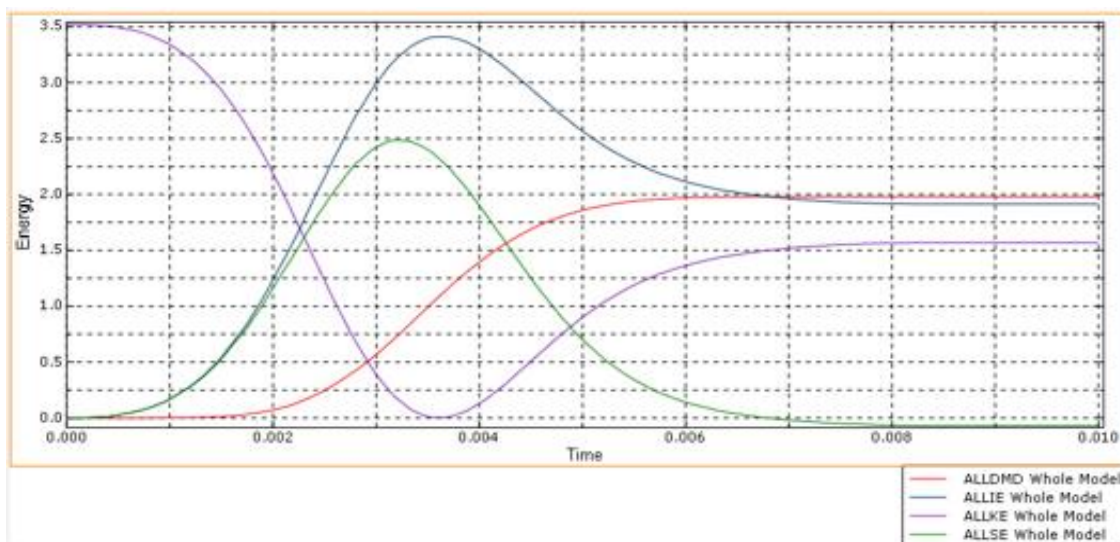
نتایج حاصل از مقایسه دو نمودار شکل فوق نشان می دهد که میزان بیشینه تغییر مکان و بیشینه سرعت بازگشتی پرتابه برای حالت (ب) و جرم شماره ۲ بیشتر از حالت (الف) و جرم شماره ۱ می باشد لذا با فرض ثابت بودن سایر پارامترها تغییر و افزایش جرم ضربه زننده باعث افزایش بیشینه سرعت و تغییر مکان بازگشتی پرتابه پس از برخورد می شود.

۴-۴- تغییر در سرعت اولیه پرتابه

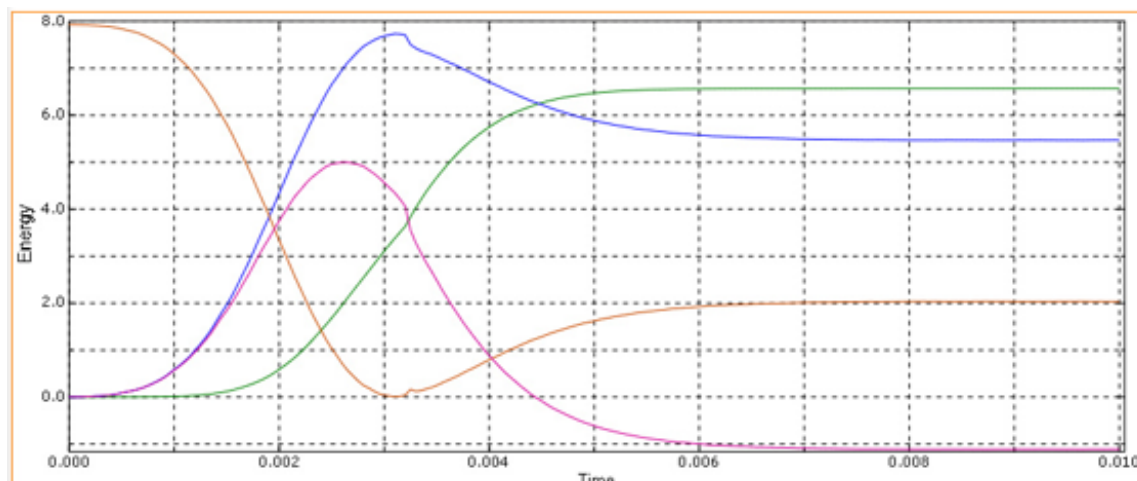
این قسمت مربوط به بررسی تاثیر تغییر در سرعت اولیه پرتابه روی خروجی های مد نظر می باشد با این فرض که سایر پارامترهای سیستم برای پرتابه و نمونه چندلایه کامپوزیتی ثابت بوده و مقادیر آنها همان مقادیر شماره ۱ از جدول (۴-۱) می باشد. خروجی های مد نظر در این قسمت عبارتند از: مولفه های انرژی سیستم، مولفه های نیروی تماسی برخورد، تنش در گره مرکزی در سطح ورق، تغییر مکان عمودی گره های ۴ لایه و تغییر مکان عمودی و سرعت پرتابه پس از برخورد و بازگشت. در این حالت انرژی کلی سیستم به ترتیب $3/52$ و $7/92$ ژول می باشند و چون سرعت اولیه $1/5$ برابر شده است، انرژی کل سیستم $2/25$ برابر می شود.

۴-۴-۱- مولفه های اصلی انرژی سیستم

شکل (۴-۱۲) مولفه های اصلی انرژی سیستم که مقادیر بزرگ انرژی را شامل می شوند را برای دو مقدار مختلف سرعت اولیه ضربه زننده نشان می دهد که شامل دو حالت (الف) با سرعت شماره ۱ و حالت (ب) با سرعت شماره ۲ می باشد.



(الف)



(ب)

شکل (۴-۱۰) مقایسه مولفه های اصلی انرژی سیستم برای دو مقدار مختلف سرعت اولیه پرتابه (الف) سرعت اولیه شماره ۱ (ب) سرعت اولیه شماره ۲

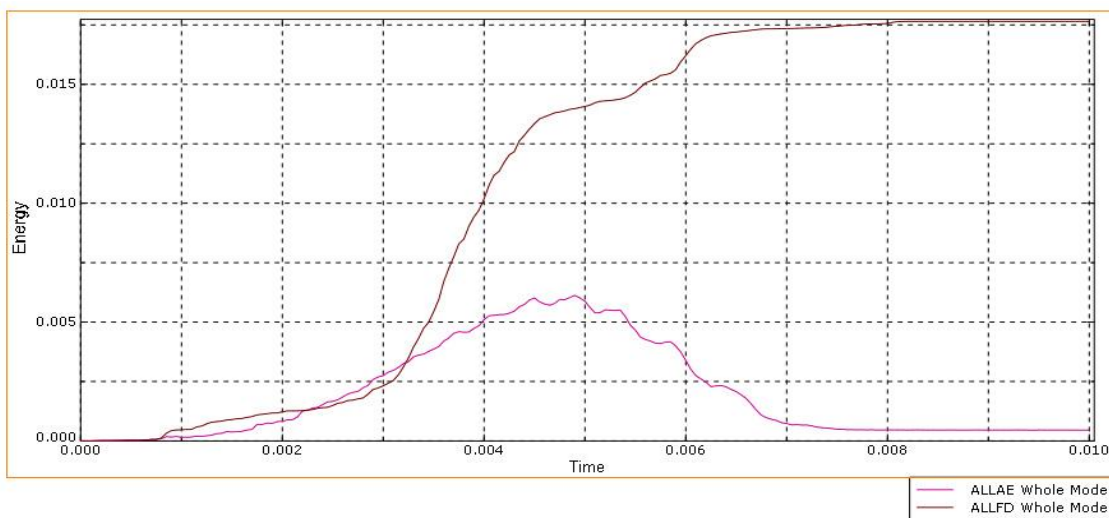
از مقایسه نمودارهای شکل فوق می توان نتایج زیر را استخراج نمود:

- زمان توقف پرتابه در حالت (الف) که سرعت اولیه کمتر است برابر با $\frac{3}{6}$ میلی ثانیه و برای حالت (ب) که سرعت اولیه بیشتر است، برابر با $\frac{3}{1}$ میلی ثانیه است.
- میزان حدی انرژی جنبشی برای حالت (الف) برابر $\frac{1}{62}$ و برای حالت (ب) برابر $\frac{12}{04}$ است، لذا نسبت سرعت بازگشت پرتابه با سرعت اولیه شماره ۲ نسبت به سرعت اولیه شماره ۱، $\frac{1}{12}$ برابر است.
- میزان حدی انرژی درونی برای حالت (الف) برابر $\frac{1}{9}$ و برای حالت (ب) برابر $\frac{5}{42}$ است.
- برای سرعت شماره ۱، انرژی کرنشی بیشینه $\frac{2}{5}$ ژول و در زمان $\frac{3}{2}$ میلی ثانیه است و میزان حدی آن $\frac{0}{11}$ ژول است. برای سرعت شماره ۲، انرژی کرنشی بیشینه ۵ ژول و در زمان $\frac{2}{68}$ میلی ثانیه است و میزان حدی آن نیز $\frac{1}{14}$ ژول است.
- رفتار انرژی جذب شده به دلیل آسیب نیز از صفر شروع شده و به یک مقدار بیشینه حدی می رسد. برای سرعت شماره ۱ این میزان حدی حدکثر $\frac{1}{98}$ ژول و 56% انرژی کل سیستم است اما برای سرعت شماره ۲ این میزان حدی $\frac{6}{58}$ ژول است که برابر 83% انرژی کل سیستم است.

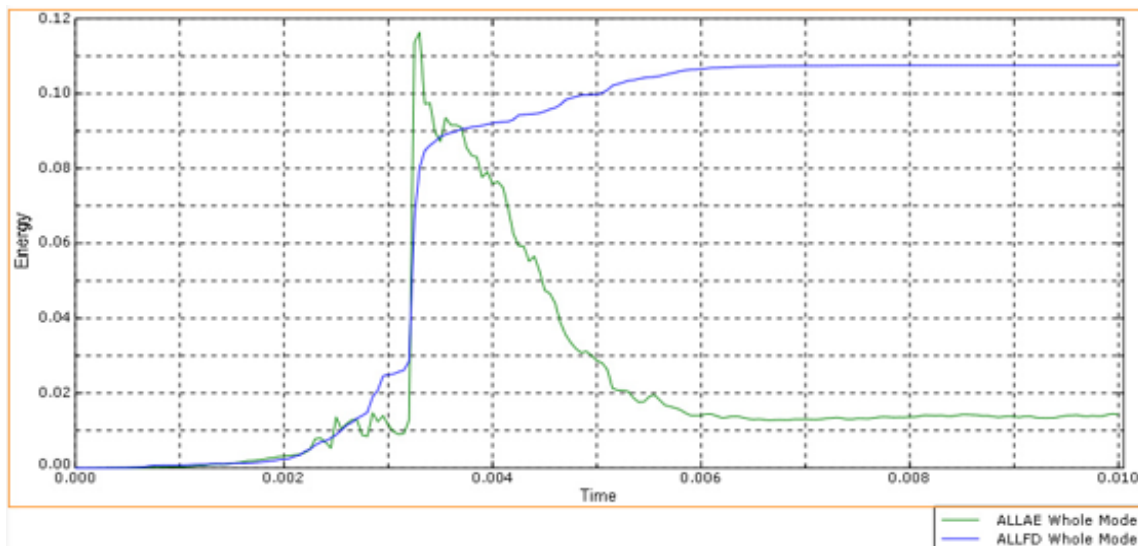
- با وجود اینکه سرعت اولیه پرتابه ۱/۵ برابر شده است، بیشینه انرژی جذب شده در اثر آسیب سیستم ۳/۳۲ برابر شده است.

۲-۴-۴- سایر مولفه های انرژی

شکل (۴-۱۳) سایر مولفه های انرژی سیستم را که در واقع مقادیر کوچک و نامحسوس انرژی هستند برای دو مقدار مختلف سرعت اولیه پرتابه نشان می دهد که شامل دو حالت (الف) برای سرعت شماره ۱ و حالت (ب) برای سرعت شماره ۲ می باشد.



(الف)



(ب)

شکل (۴-۱۱) مقایسه سایر مولفه های انرژی سیستم برای دو مقدار مختلف سرعت اولیه پرتابه (الف) سرعت اولیه شماره ۱ ؛ (ب) سرعت اولیه شماره ۲

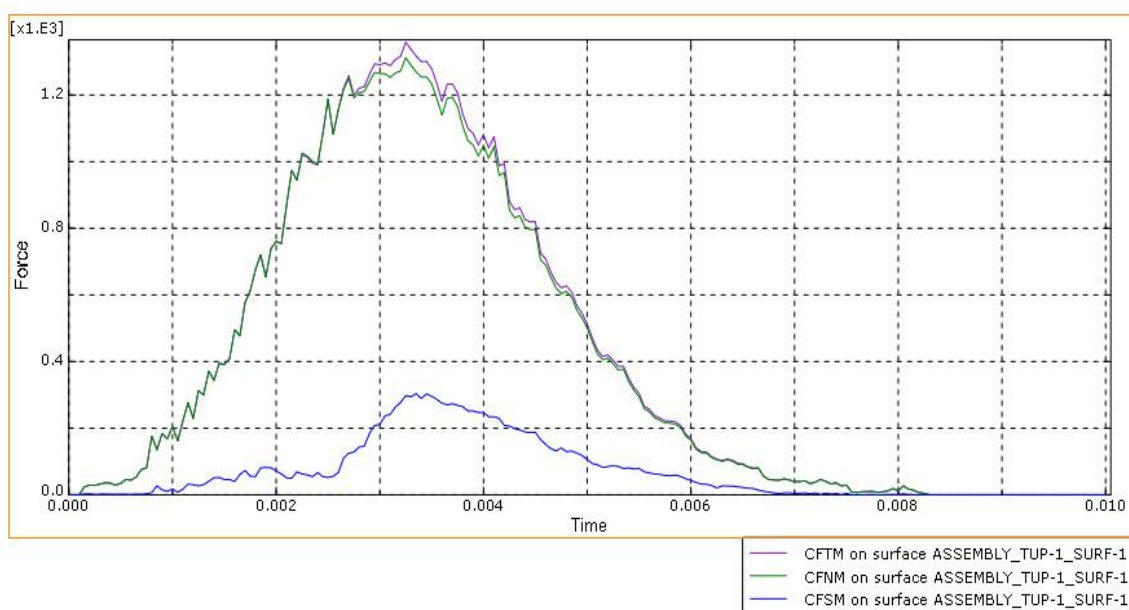
نتایج حاصل از مقایسه و بررسی دو نمودار شکل فوق نشان می دهد:

- رفتار انرژی اتلافی به دلیل اصطکاک از صفر شروع شده و به تدریج افزوده می شود، در حالت (الف) و سرعت شماره ۱ حداکثر آن 0.17 ژول و 0.5% انرژی کل است، در حالت (ب) و سرعت شماره ۲ برابر 0.108 ژول که 1.4% انرژی کل سرعت شماره ۲ است.
- بیشترین انرژی کرنشی مجازی در حالت (الف) و سرعت شماره ۱ برابر 0.06 ژول و در حالت (ب) و سرعت شماره ۲ برابر 0.113 ژول است. لازم به ذکر است در این حالت این مورد بسیار زیاد تاثیر گرفته است و تقریباً ۲۰ برابر شده است.

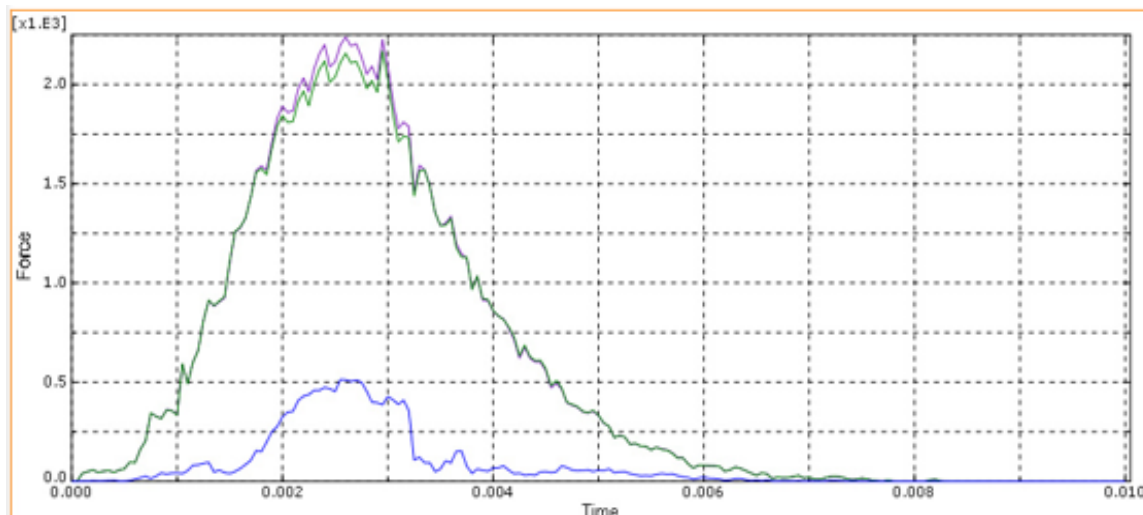
۴-۳-۴- مولفه های نیروی تماسی برخورد

شکل (۴-۱۴) مولفه های نیروی تماسی برخورد را برای دو مقدار مختلف سرعت اولیه پرتابه نشان

می دهد که شامل دو حالت (الف) برای سرعت شماره ۱ و (ب) برای سرعت شماره ۲ می باشد.



(الف)



(ب)

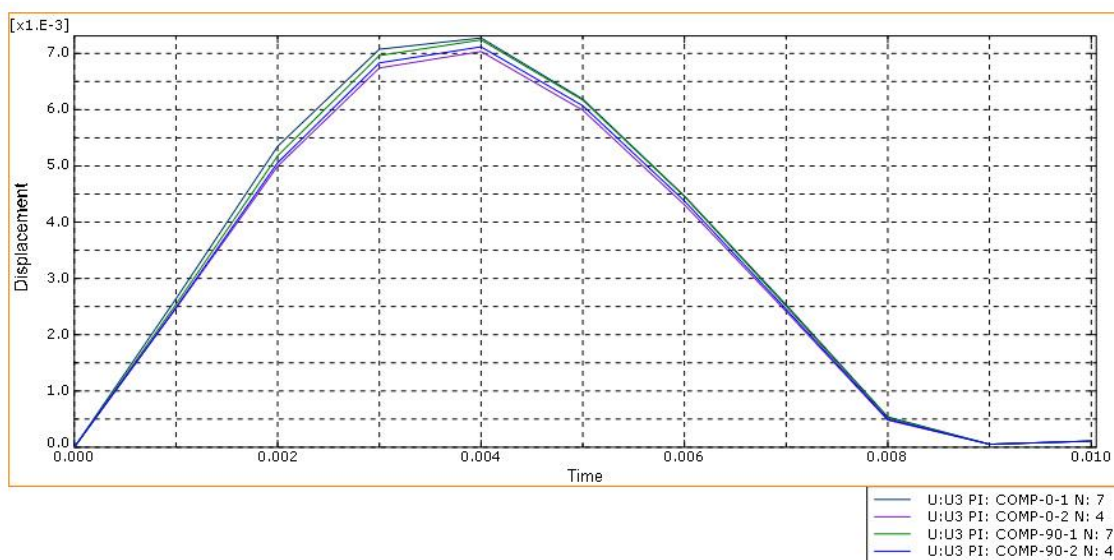
شکل (۴-۱۲) مقایسه مولفه های تماسی برخورد برای دو مقدار مختلف سرعت اولیه پرتابه
 (الف) سرعت اولیه شماره ۱ (ب) سرعت اولیه شماره ۲

نتایج حاصل از بررسی نمودارهای شکل فوق نشان می دهند:

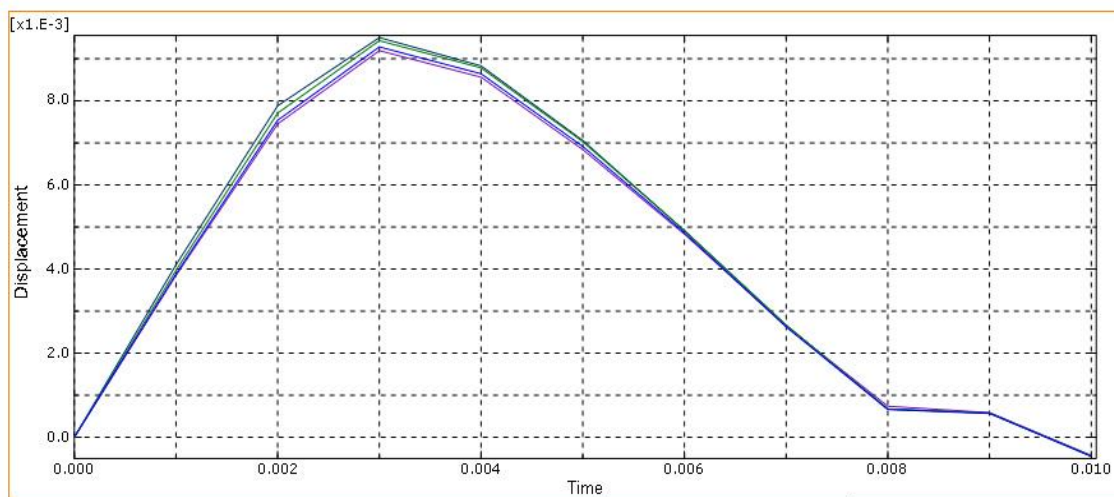
- میزان بیشینه مولفه نیروی تماسی اصطکاکی یا افقی با سطح ورق در حالت (الف) و سرعت شماره ۱ برابر ۳۰۰ نیوتن و در حالت (ب) و سرعت شماره ۲ برابر ۵۱۰ نیوتن است، لذا تغییر و افزایش سرعت پرتابه باعث افزایش مقدار نیروی تماسی افقی ناشی از اصطکاک شده است.
- میزان بیشینه مولفه فشاری نیروی تماسی با سطح ورق در حالت (الف) و سرعت شماره ۱ برابر ۱۳۰۰ نیوتن و در حالت (ب) و سرعت شماره ۲ برابر ۲۱۰۰ نیوتن می باشد، لذا نیروی فشاری بیشینه با ۱/۵ برابر کردن سرعت پرتابه، ۱/۶۲ برابر مقدار اولیه شده است، همچنین زمان رسیدن به این حالت بیشینه برای سرعت شماره ۱، ۳/۲۵ میلی ثانیه و برای سرعت شماره ۲، ۲/۶۴ میلی ثانیه است، بنابراین افزایش سرعت پرتابه باعث تسریع در روند رسیدن به بیشینه مولفه عمودی نیروی تماسی نیز گشته است.

۴-۴-۴- تغییرمکان عمودی گره های ۴ لایه در مرکز ورق

شکل (۴-۱۶) تغییرمکان عمودی گره های ۴ لایه در مرکز نمونه را برای دو مقدار مختلف سرعت اولیه پرتابه نشان می دهد و شامل دو حالت (الف) برای سرعت شماره ۱ و (ب) برای سرعت شماره ۲ پرتابه می باشد.



(الف)



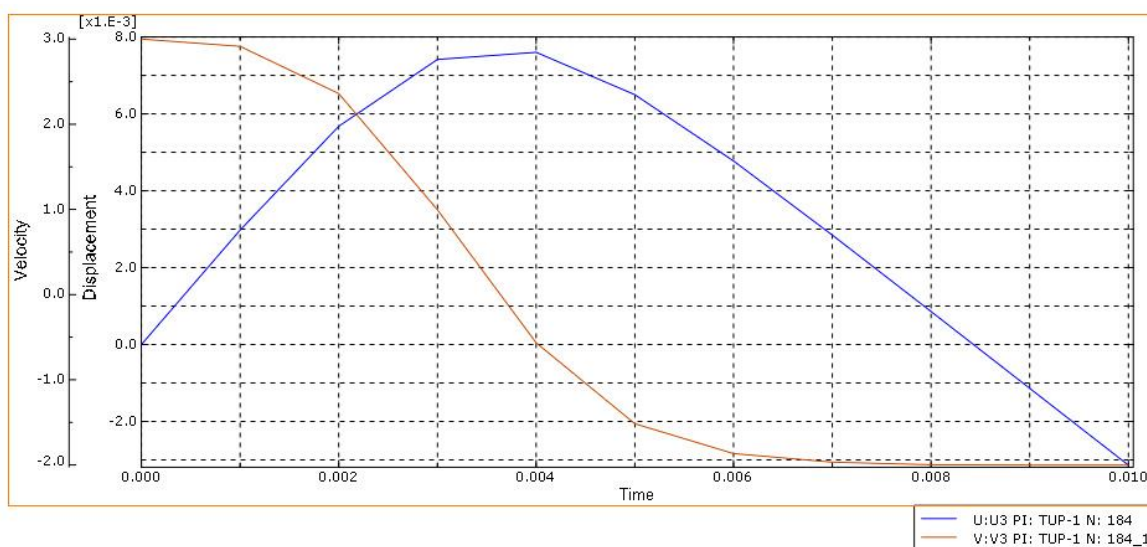
(ب)

شکل (۴-۱۳) مقایسه تغییرمکان عمودی گره های ۴ لایه در مرکز ورق برای دو مقدار مختلف سرعت اولیه پرتابه (الف) سرعت اولیه شماره ۱ و (ب) سرعت اولیه شماره ۲

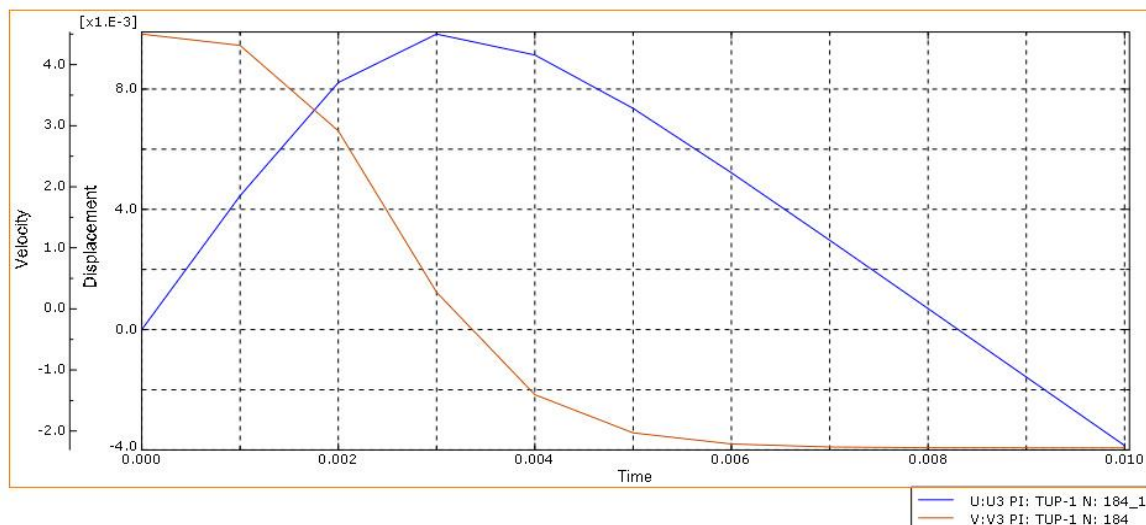
از مقایسه دو نمودار شکل فوق می توان مشاهده کرد که بیشترین تغییر مکان لایه های ورق کامپوزیتی در حالت (الف) و سرعت شماره ۱ معادل $7/25$ میلیمتر است که در زمان ۴ میلی ثانیه اتفاق می افتد، در حالی که در حالت (ب) و سرعت شماره ۲، این مقدار معادل $9/3$ میلی متر می باشد و در زمان ۳ میلی ثانیه رخ می دهد، لذا می توان نتیجه گرفت که تغییر و افزایش سرعت پرتابه باعث افزایش بیشینه تغییر مکان عمودی گره های ۴ لایه در نمونه کامپوزیتی می شود و بعلاوه باعث تسریع در انجام این عمل نیز می گردد.

۴-۴-۵- سرعت و تغییر مکان پرتابه

شکل (۴-۱۷) تغییر مکان عمودی و سرعت بازگشتی پرتابه را برای دو مقدار مختلف سرعت اولیه پرتابه نشان می دهد که شامل دو حالت (الف) برای سرعت اولیه شماره ۱ و حالت (ب) برای سرعت اولیه شماره ۲ می باشد.



(الف)



(ب)

شکل (۴-۱۴) مقایسه تغییر مکان عمودی و سرعت پرتابه برای دو مقدار مختلف سرعت اولیه پرتابه (الف) سرعت اولیه شماره ۱ (ب) سرعت اولیه شماره ۲

مقایسه دو نمودار مربوط به شکل فوق نشان می دهد که میزان بیشینه تغییر مکان عمودی برای ضربه زننده با سرعت بالاتر بوده و سریعتر اتفاق می افتد، به این صورت که برای حال (ب) و سرعت شماره ۲ میزان بیشینه تغییر مکان عمودی پرتابه بعد از برخورد دارای مقدار ۹ میلی متر و در زمان ۳ میلی ثانیه اتفاق می افتد، در حالی که برای پرتابه با سرعت کمتر و حالت (الف) بیشینه تغییر مکان ۷/۶ میلی متر بوده و در زمان ۴ میلی ثانیه اتفاق می افتد. همچنین همان طور که مشخص است سرعت برگشت پرتابه برای پرتابه دارای سرعت اولیه بیشتر و حالت (ب) مقداری بزرگتر از سرعت برگشت پرتابه با سرعت اولیه کمتر یا حالت (الف) می باشد.

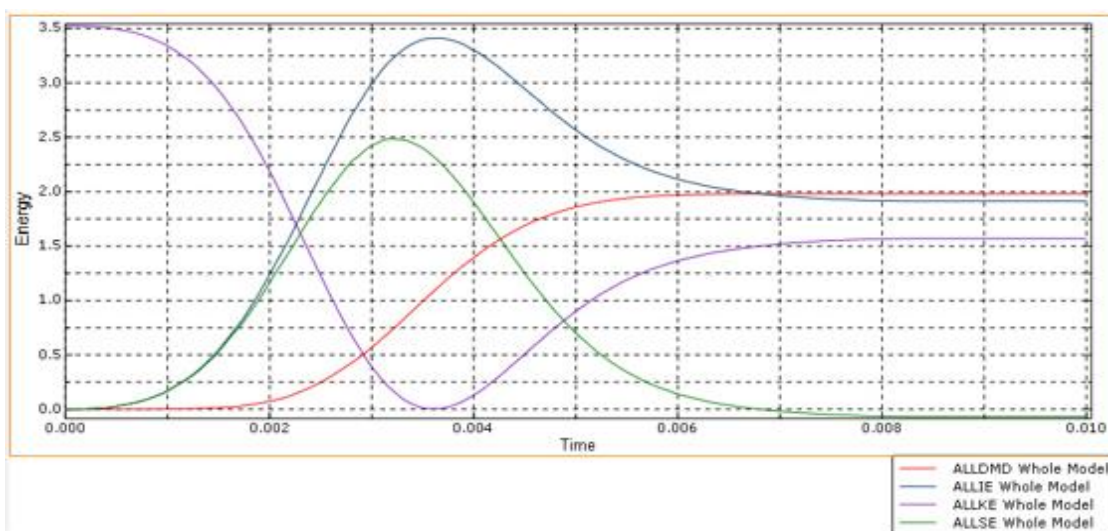
۴-۵- تغییر شرایط تکیه گاهی ورق کامپوزیتی

در این قسمت اثر تغییر شرایط تکیه گاهی چندلایه کامپوزیتی روی خروجی های مد نظر که عبارتند از مولفه های انرژی سیستم، مولفه های نیروی تماسی برخورد، تنش در گره مرکزی سطح ورق، تغییر مکان عمودی گره های چهارلایه نمونه کامپوزیتی و سرعت بازگشتی و تغییر مکان عمودی ضربه زننده پس از برخورد بررسی شده است. در این قسمت دو حالت (الف) برای شرایط تکیه گاهی CCCC یا چهار طرف گیردار و حالت (ب) برای شرایط تکیه گاهی CFCF یا دو طرف گیردار - دو

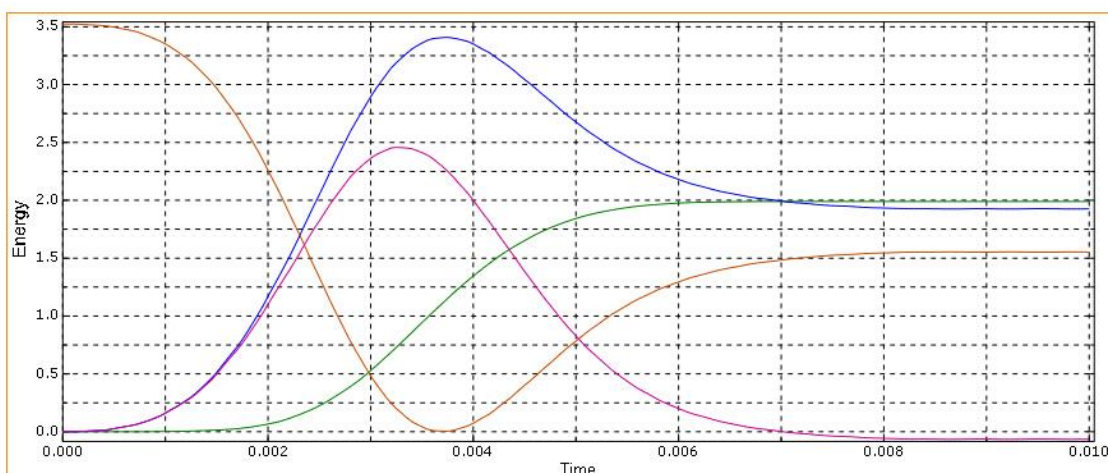
طرف آزاد مورد بررسی قرار گرفته اند، با این فرض که سایر پارامترهای ضربه زننده و چندلایه کامپوزیتی ثابت بوده و دارای مقادیر شماره ۱ از جدول (۴-۱) می باشند.

۴-۵-۱- مولفه های اصلی انرژی سیستم

شکل (۴-۱۸) مولفه های اصلی انرژی سیستم که به عبارتی مقادیر بزرگ انرژی سیستم هستند را برای دو نوع شرایط تکیه گاهی چندلایه کامپوزیتی نشان می دهد که شامل دو حالت (الف) برای شرایط تکیه گاهی شماره ۱ و حالت (ب) برای شرایط تکیه گاهی شماره ۲ می باشد.



(الف)



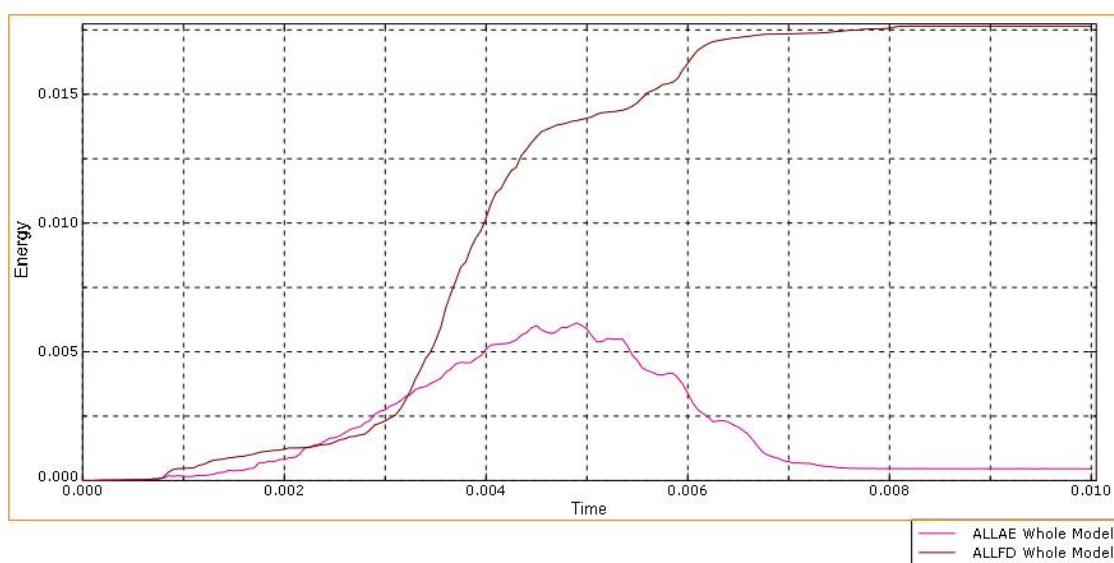
(ب)

شکل (۴-۱۵) مقایسه مولفه های اصلی انرژی سیستم برای شرایط تکیه گاهی مختلف ورق کامپوزیتی (الف) شرایط تکیه گاهی شماره ۱ (ب) شرایط تکیه گاهی شماره ۲

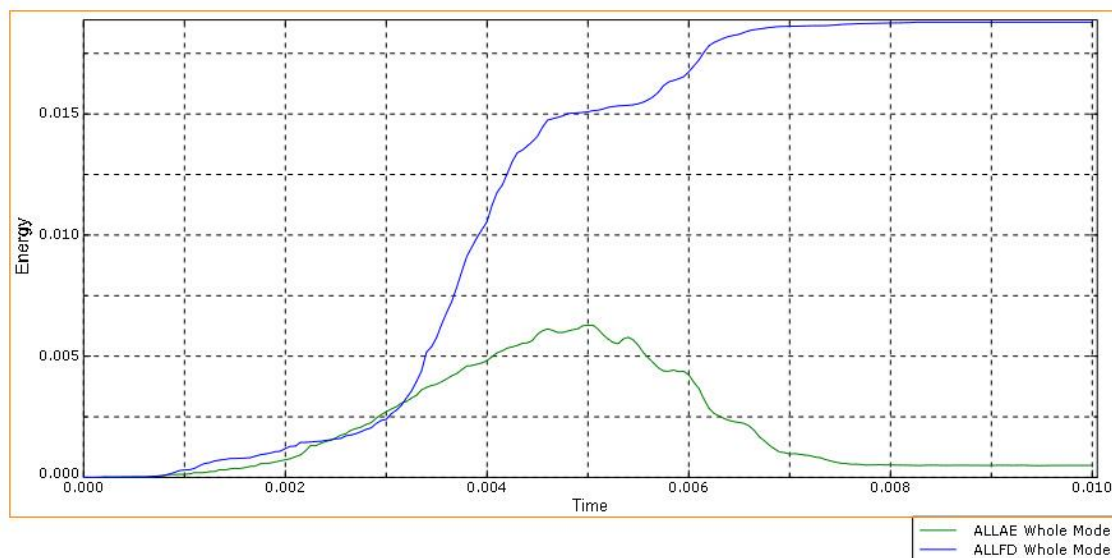
نتایج حاصل از مقایسه و بررسی دو نمودار شکل فوق نشان می دهد که مولفه های اصلی انرژی سیستم با تغییر در شرایط تکیه گاهی نمونه تغییر چندانی نمی کنند، به عنوان مثال زمانی که انرژی جنبشی به صفر رسیده و مقدار انرژی درونی بیشینه می شود برای هر دو حالت (الف) و (ب) تقریباً یکسان بوده و برابر با $\frac{3}{6}$ میلی ثانیه می باشد. سایر مولفه های انرژی اصلی نیز به همین صورت با هم برابر بوده و تغییر قابل ذکری ندارند.

۴-۵-۲- سایر مولفه های انرژی

شکل (۴-۱۹) سایر مولفه های انرژی سیستم را که شامل مولفه های انرژی کرنشی مجازی و انرژی اتلافی به دلیل اصطکاک است و برای دو حالت (الف) و شرایط تکیه گاهی شماره ۱ و حالت (ب) و شرایط تکیه گاهی شماره ۲ است نشان می دهد.



(الف)



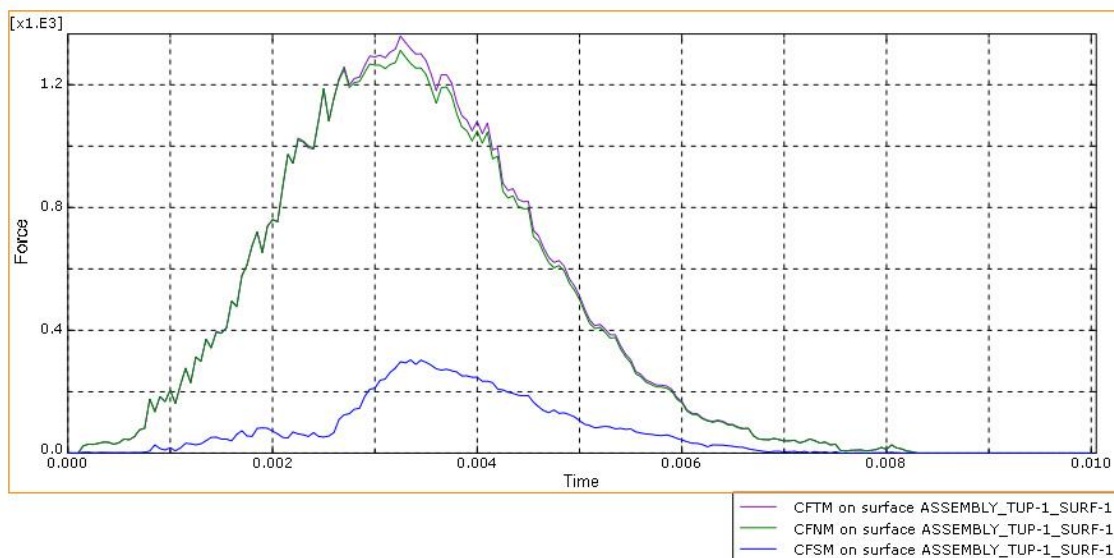
(ب)

شکل (۴-۱۶) مقایسه سایر مولفه های انرژی سیستم برای شرایط تکیه گاهی مختلف ورق کامپوزیتی (الف) شرایط تکیه گاهی شماره ۱ (ب) شرایط تکیه گاهی شماره ۲

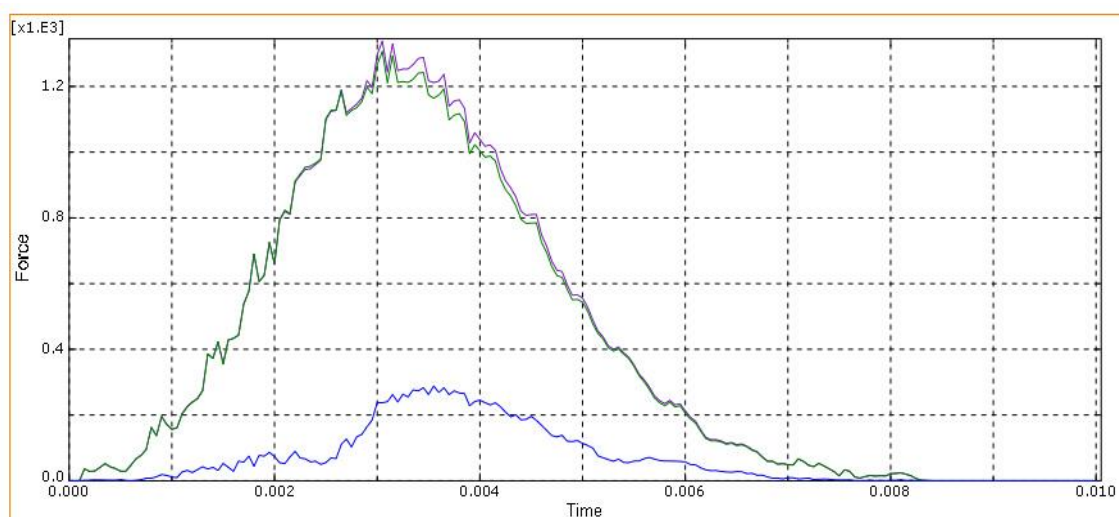
نتایج حاصل از بررسی این دو حالت نشان می دهد که همان طور که برای شکل (۴-۱۸) اشاره شد تغییر در شرایط تکیه گاهی تاثیر چندانی روی مولفه های انرژی ندارد، لذا در این حالت نیز تغییر محسوسی دیده نمی شود.

۴-۵-۳- مولفه های نیروی تماسی برخورد

شکل (۴-۲۰) مولفه های نیروی تماسی برخورد را برای دو نوع شرایط تکیه گاهی نشان می دهد که شامل دو حالت (الف) برای شرایط تکیه گاهی شماره ۱ و حالت (ب) برای شرایط تکیه گاهی شماره ۲ می باشد.



(الف)



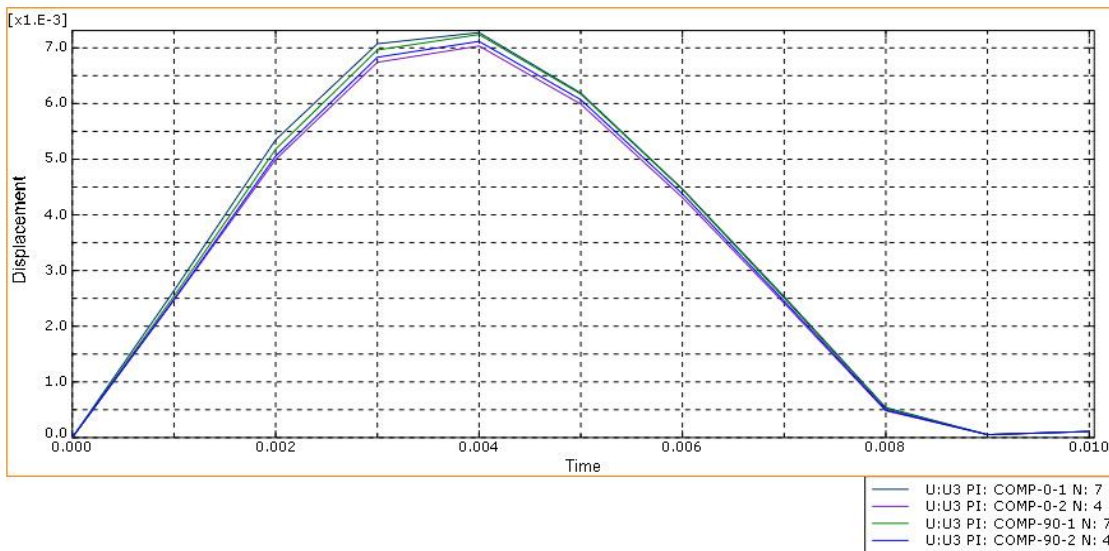
(ب)

شکل (۴-۱۷) مقایسه مولفه های تماسی برخورد برای شرایط تکیه گاهی مختلف ورق کامپوزیتی (الف) شرایط تکیه گاهی شماره ۱ ؛ (ب) شرایط تکیه گاهی شماره ۲

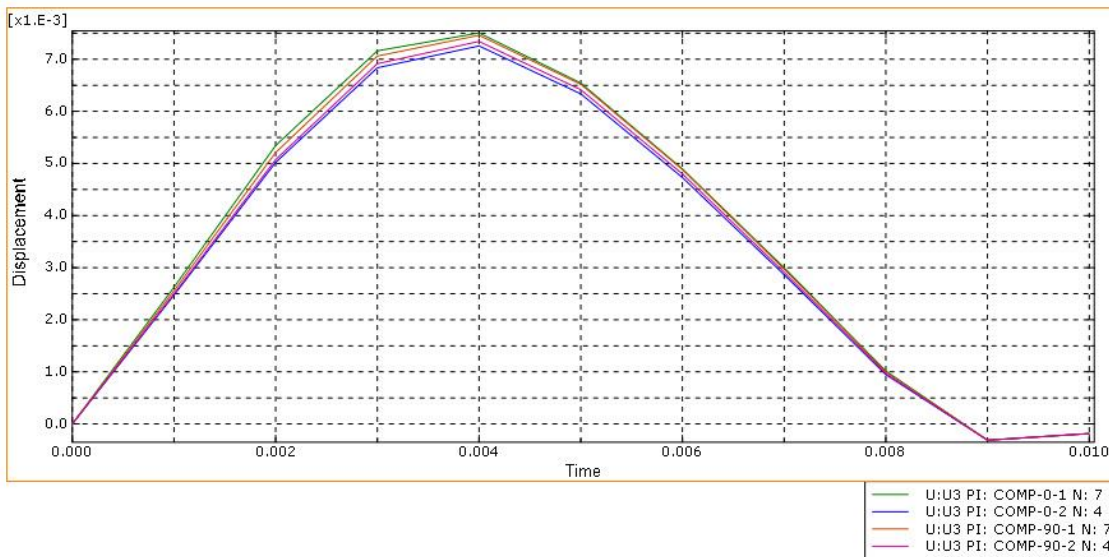
نتایج حاصل از بررسی نمودارها نشان می دهد که تغییر در شرایط تکیه گاهی به مانند قسمت قبل تاثیر قابل توجهی روی مولفه های تماسی برخورد ندارد و مقادیر این مولفه ها طبق نمودارهای شکل فوق تقریباً مشابه و دارای مقادیر یکسان هستند.

۴-۵- تغییر مکان عمودی گره های ۴ لایه در مرکز ورق

شکل (۴-۲۱) مقدار تغییر مکان عمودی گره های ۴ لایه در مرکز ورق را برای دو نوع شرایط تکیه گاهی مفروض نشان می دهد که شامل دو حالت (الف) برای شرایط تکیه گاهی شماره ۱ و حالت (ب) برای شرایط تکیه گاهی شماره ۲ می باشد.



(الف)



(ب)

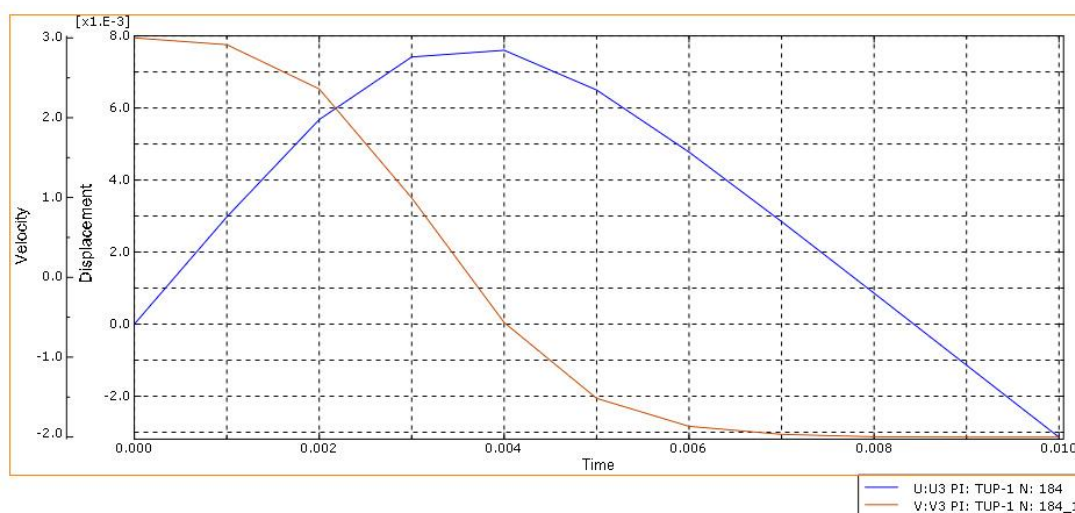
شکل (۴-۱۸) مقایسه تغییر مکان عمودی گره های ۴ لایه در مرکز ورق برای شرایط تکیه گاهی مختلف ورق کامپوزیتی

الف) شرایط تکیه گاهی شماره ۱ ب) شرایط تکیه گاهی شماره ۲

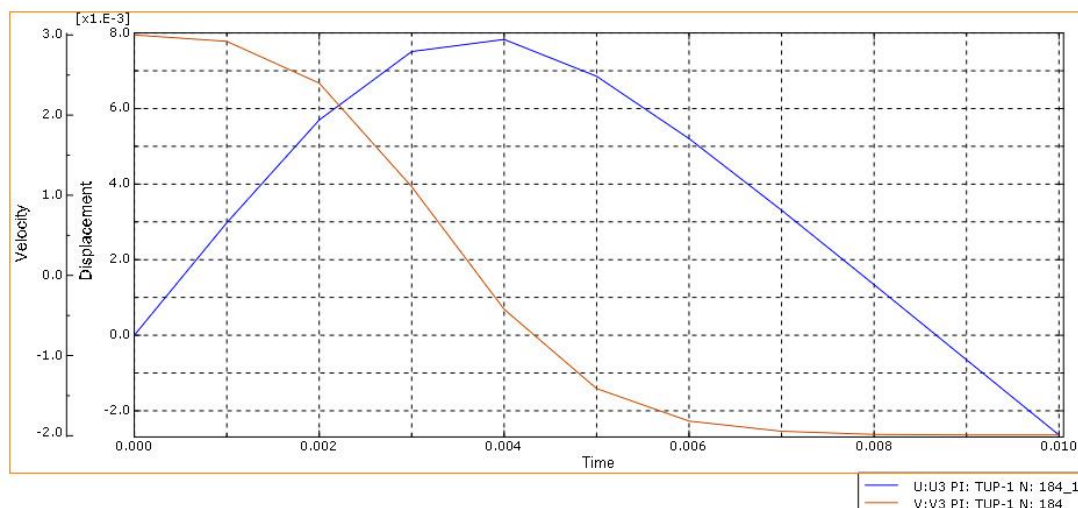
نتایج حاصل از مقایسه و بررسی دو نمودار شکل فوق نشان می دهد که میزان تغییر مکان بیشینه مرکز نیز از $7/3$ میلی متر برای حالت (الف) و شرایط تکیه گاهی شماره ۱ به 5 میلی متر برای حالت (ب) و شرایط تکیه گاهی شماره ۲ افزایش یافته است. البته نکته بسیار مهم در این قسمت اینجاست که بیشینه تغییر مکان در تکیه گاه های آزاد در حالت (ب) به وجود می آید.

۴-۵-۵- سرعت و تغییر مکان پرتابه

شکل (۴-۲۳) میزان تغییر مکان عمودی و سرعت بازگشتی پرتابه را بعد از برخورد برای دو نوع شرایط تکیه گاهی داده شده نشان می دهد که شامل دو حالت (الف) برای شرایط تکیه گاهی شماره ۱ و حالت (ب) برای شرایط تکیه گاهی شماره ۲ می باشد.



(الف)



(ب)

شکل (۴-۱۹) مقایسه تغییر مکان عمودی و سرعت پرتابه برای شرایط تکیه گاهی مختلف ورق کامپوزیتی (الف) شرایط تکیه گاهی شماره ۱ (ب) شرایط تکیه گاهی شماره ۲

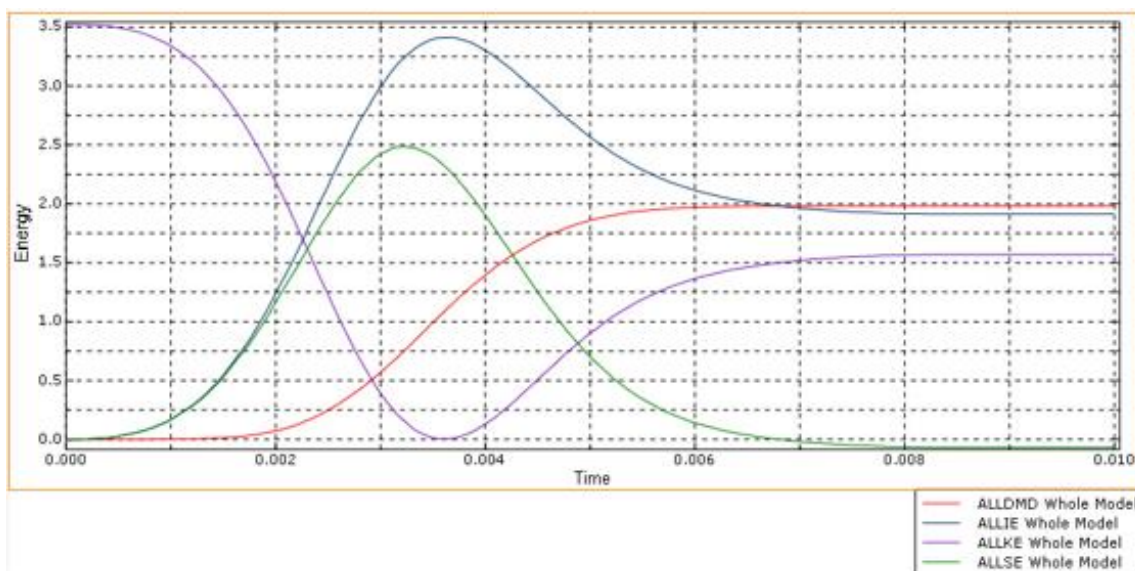
از مقایسه دو نمودار مربوط به این شکل می توان نتیجه گرفت که تغییر شرایط تکیه گاهی تاثیر چندانی رو تغییر میزان تغییر مکان عمودی و سرعت بازگشتی پرتابه ندارد، فقط مقدار بیشینه تغییر مکان عمودی پرتابه در حالت (ب) و شرایط تکیه گاهی شماره ۲ به اندازه 0.02 میلی متر بیشتر از بیشینه تغییر مکان عمودی پرتابه برای شرایط تکیه گاهی حالت (الف) و شماره ۱ می باشد.

۴-۶- تغییر سختی تماس بین لایه های ورق کامپوزیتی

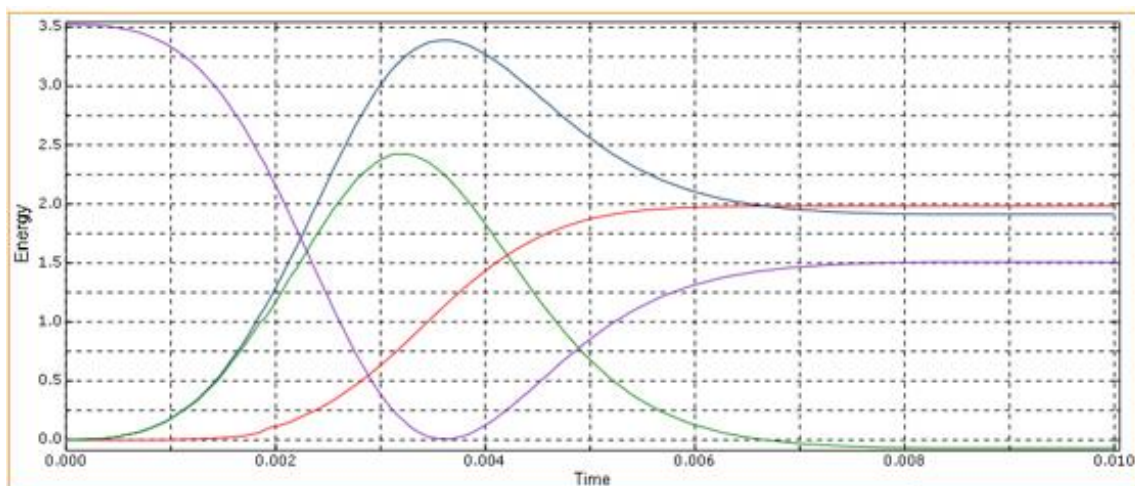
در این قسمت اثر تغییر سختی تماس بین لایه های نمونه چندلایه کامپوزیتی روی خروجی های مد نظر که عبارتند از مولفه های انرژی سیستم، مولفه های نیروی تماسی برخورد و تغییر مکان عمودی گره های ۴ لایه بررسی شده است با این فرض که سایر پارامترهای پرتابه و نمونه چندلایه کامپوزیتی ثابت بوده و دارای مقادیر درج شده در جدول (۴-۱) می باشند. در این قسمت دو حالت (الف) برای سختی تماسی بین لایه ای شماره ۱ و حالت (ب) برای سختی تماسی بین لایه ای شماره ۲ تعریف شده و مورد بررسی و مقایسه قرار گرفته است.

۴-۶-۱- مولفه های اصلی انرژی سیستم

شکل (۴-۲۴) مولفه های اصلی انرژی سیستم را برای دو نوع سختی تماس بین لایه ای متفاوت نشان می دهد که شامل دو حالت (الف) برای سختی تماس بین لایه ای شماره ۱ و حالت (ب) برای سختی تماس بین لایه ای شماره ۲ می باشد.



(الف)



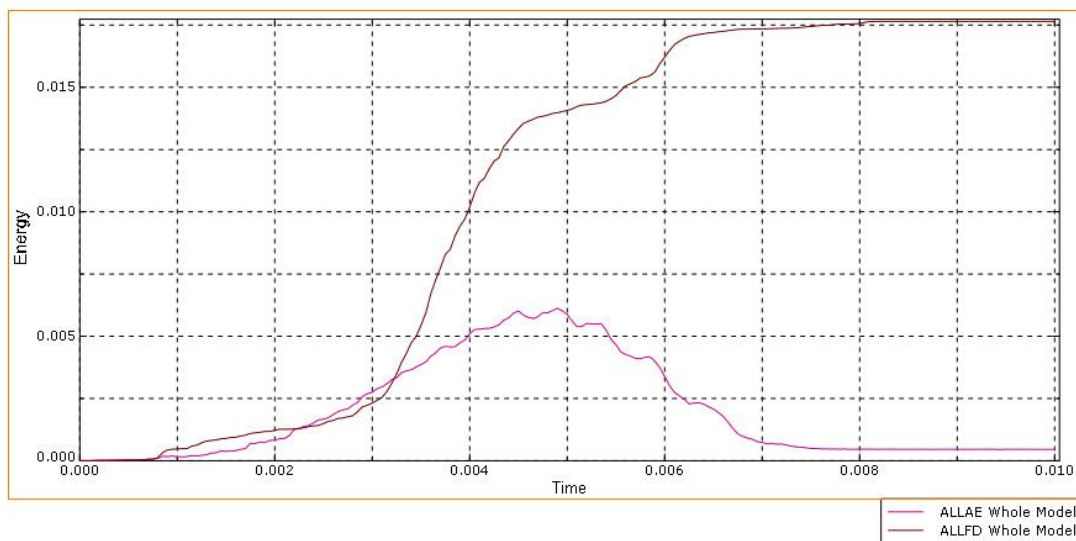
(ب)

شکل (۴-۲۰) مقایسه مولفه های اصلی انرژی سیستم برای متفاوت تماس لایه های ورق کامپوزیتی (الف) سختی شماره ۱ (ب) سختی شماره ۲

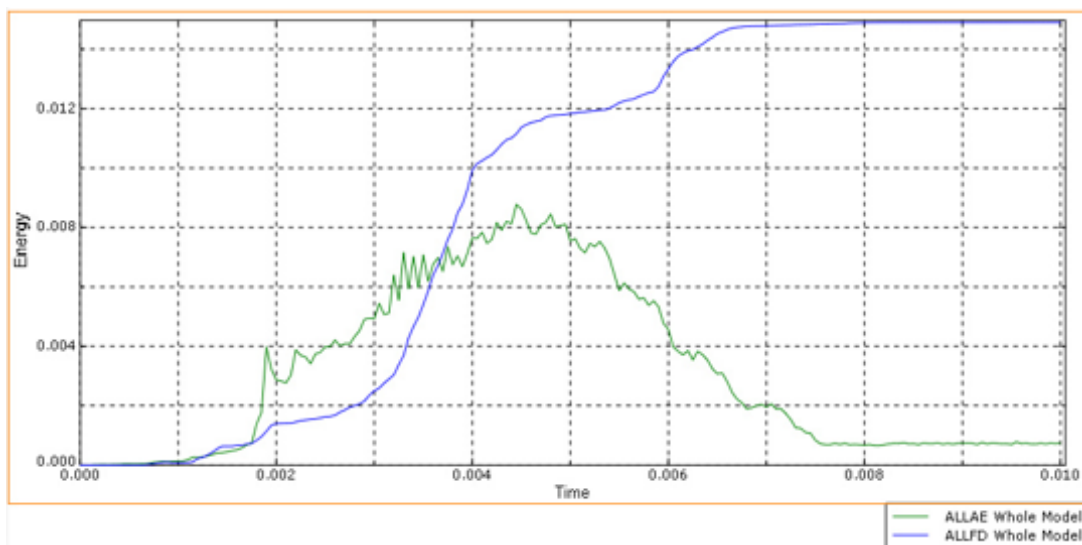
نتایج حاصل از مقایسه و بررسی دو نمودار شکل فوق می توان نتیجه گرفت که میزان حدی انرژی جنبشی در حالت (ب) و برای سختی تماسی شماره ۲ نسبت به حالت (الف) به میزان ۸٪ کاهش پیدا کرده و لذا پرتابه با سرعت کمتری برخورد گشت. اما در سایر مولفه های اصلی انرژی تغییر چندانی مشاهده نمی شود و مقادیر خروجی برای دو حالت (الف) و (ب) تقریباً مشابه می باشند.

۴-۶-۲- سایر مولفه های انرژی

شکل (۴-۲۵) سایر مولفه های انرژی سیستم را برای دو حالت (الف) برای سختی تماس بین لایه ای شماره ۱ و حالت (ب) برای سختی تماس بین لایه ای شماره ۲ نشان می دهد که همان طور که قبلاً گفته شد شامل مولفه هایی از انرژی هستند که مقادیر بسیار کمتر و قابل چشم پوشی نسبت به مولفه های اصلی انرژی دارند و عبارتند از مولفه های انرژی اتلافی در اثر اصطکاک و انرژی کرنشی مجازی.



(الف)



(ب)

شکل (۴-۲۱) مقایسه سایر مولفه های انرژی سیستم برای سختی متفاوت تماس لایه های ورق کامپوزیتی (الف) سختی شماره ۱ (ب) سختی شماره ۲

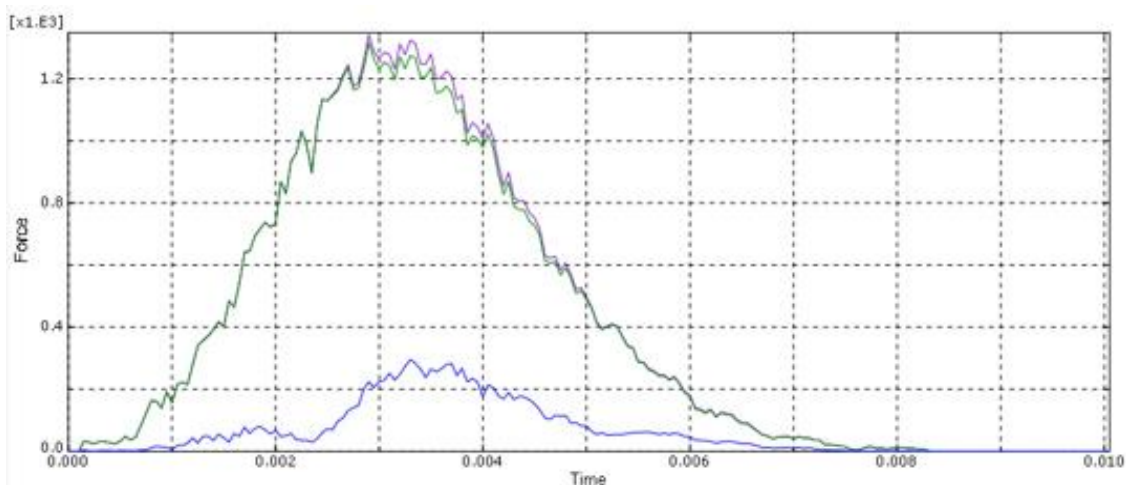
از بررسی و مقایسه دو نمودار فوق می توان نتیجه گرفت که میزان اتلاف انرژی از طریق اصطکاک در حالت (ب) نسبت به حالت (الف) به اندازه ۱۰٪ کاهش پیدا کرده است، لذا با افزایش سختی بین لایه ای اتلاف انرژی کاهش یافته است. همچنین میزان انرژی کرنشی مجازی نیز به اندازه ۵۰٪ در حالت (ب) نسبت به حالت (الف) افزایش چشمگیری داشته است.

۴-۶-۳- مولفه های نیروی تماسی برخورد

شکل (۴-۲۶) مولفه های نیروی تماسی برخورد را برای دو مقدار متفاوت سختی تماس بین لایه ها نشان می دهد که شامل دو حالت (الف) برای سختی بین لایه ای شماره ۱ و حالت (ب) برای سختی بین لایه ای شماره ۲ می باشد.



(الف)



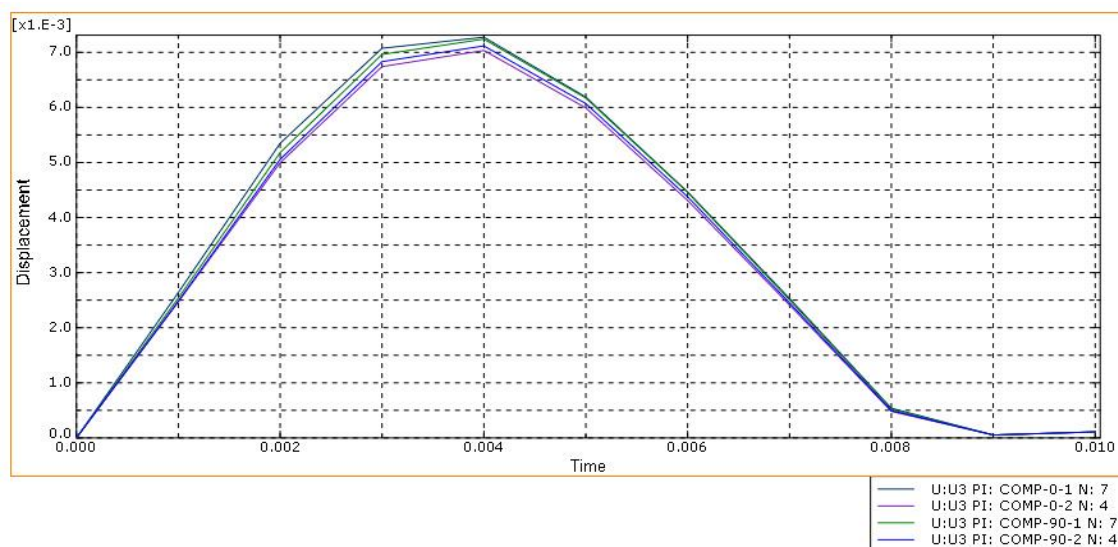
(ب)

شکل (۴-۲۲) مقایسه مولفه های تماسی برخورد برای سختی متفاوت تماس لایه های ورق کامپوزیتی
الف) سختی شماره ۱ ب) سختی شماره ۲

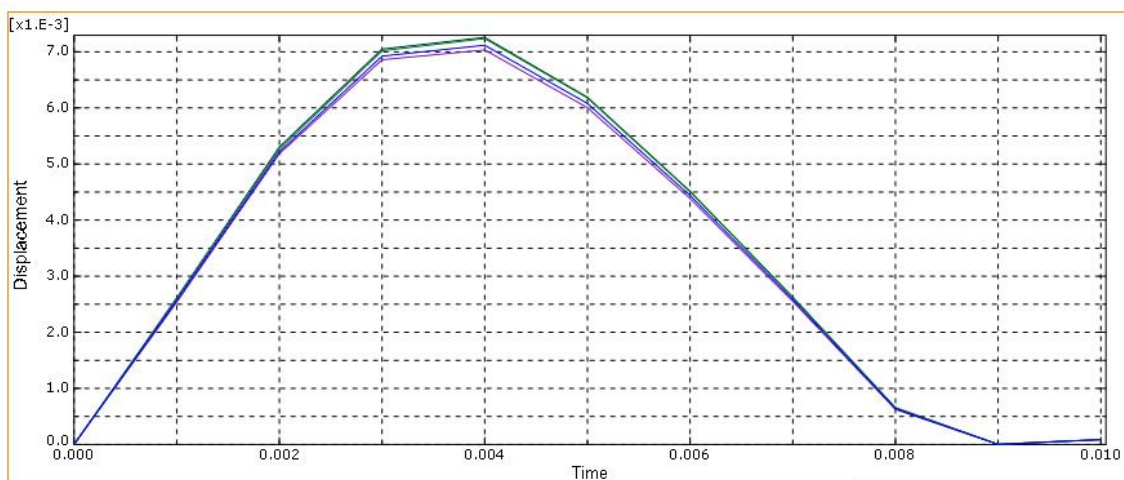
همان طور که از نمودارهای شکل (۴-۲۶) مشخص است تغییر سختی تماسی بین لایه ها تاثیر قابل توجهی روی مقدار مولفه های نیروی تماسی برخورد ندارد.

۴-۶-۴- تغییر مکان عمودی گره های ۴ لایه در مرکز ورق

شکل (۴-۲۷) تغییر مکان عمودی گره های ۴ لایه در مرکز ورق را برای دو نوع سختی تماسی بین لایه ها نشان می دهد که شامل دو حالت (الف) برای سختی تماس بین لایه ای شماره ۱ و حالت (ب) برای سختی تماس بین لایه ای شماره ۲ می باشد.



(الف)



(ب)

شکل (۴-۲۳) مقایسه تغییر مکان عمودی گره های ۴ لایه در مرکز ورق برای سختی متفاوت تماس لایه های ورق کامپوزیتی
 (الف) سختی شماره ۱ ؛ (ب) سختی شماره ۲

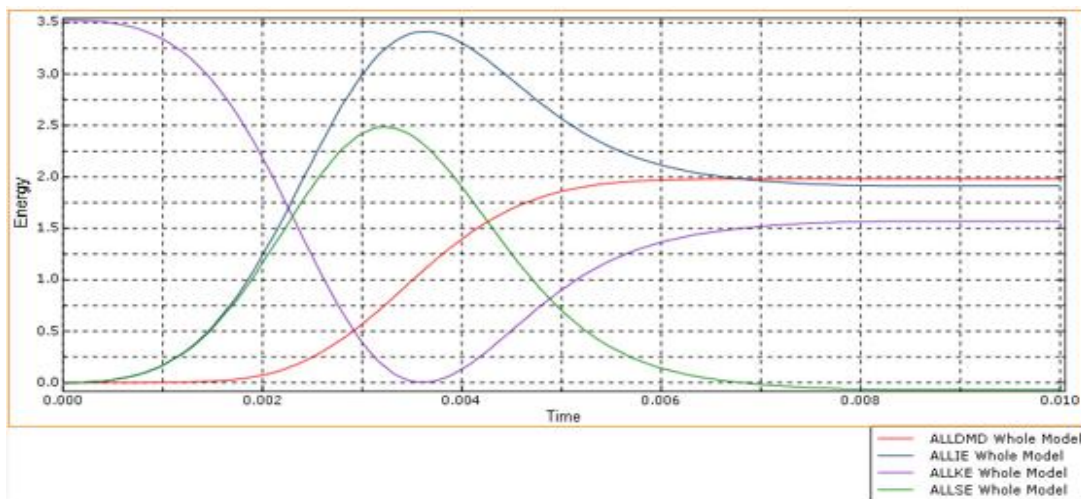
مقایسه نمودارهای این شکل نشان می دهد تغییر سختی تماس بین لایه ها تاثیر قابل توجهی روی رفتار تغییر مکان عمودی لایه ها در اثر برخورد ندارد.

۷-۴- تغییر نحوه چینش لایه های ورق کامپوزیتی

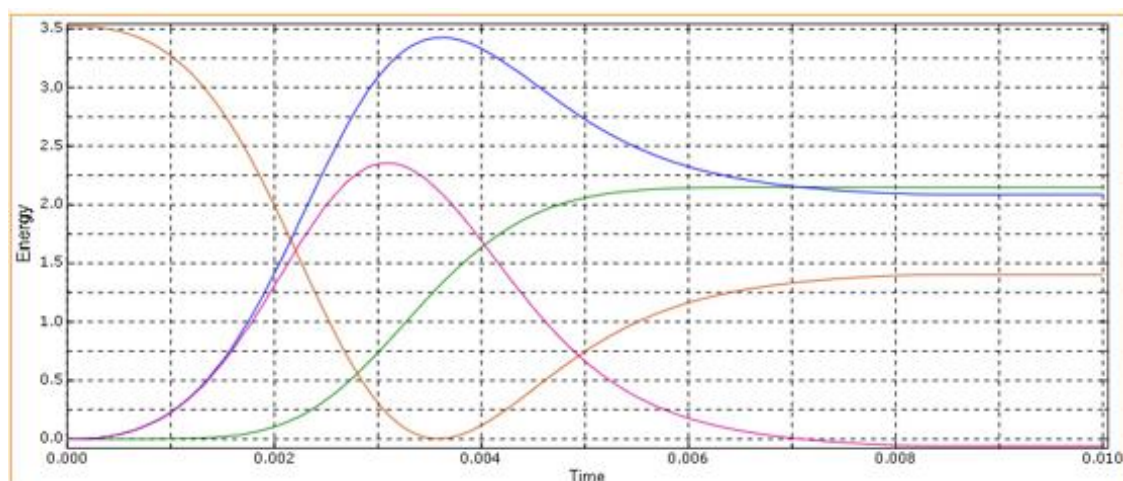
در این قسمت اثر تغییر دو نوع چینش لایه های چندلایه کامپوزیتی بر روی خروجی های مورد نظر که شامل موارد مولفه های انرژی سیستم، مولفه های نیروی تماسی برخورد، میزان تنش در گره مرکزی سطح ورق، تغییر مکان عمودی گره ۴ لایه در مرکز ورق و سرعت و تغییر مکان پرتابه در بازگشت و پس از برخورد مورد بررسی قرار گرفته است. در این قسمت دو حالت برای چینش لایه های نمونه کامپوزیتی مورد نظر در نظر گرفته شده است که عبارتند از: حالت (الف) برای چینش لایه های ۰/۹۰/۹۰/۰ درجه و حالت (ب) برای چینش لایه های ۹۰/۰/۰/۹۰ با این فرض که سایر پارامترهای سیستم شامل پارامترهای ضربه زننده نمونه چندلایه ثابت بوده و دارای مقادیر شماره ۱ ذکر شده در جدول (۱-۴) می باشند.

۷-۴-۱- مولفه های اصلی انرژی سیستم

شکل (۲۸-۴) مولفه های اصلی انرژی سیستم را برای دو نحوه چینش لایه ها نشان می دهد که شامل دو حالت (الف) برای چینش لایه های شماره ۱ و حالت (ب) برای چینش لایه های شماره ۲ می باشد.



(الف)



(ب)

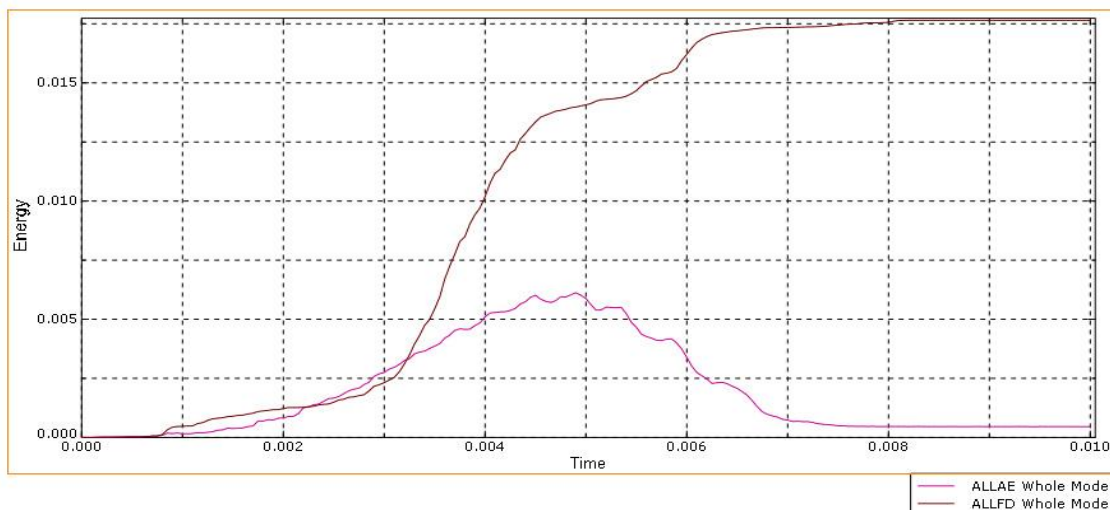
شکل (۴-۲۴) مقایسه مولفه های اصلی انرژی سیستم برای نحوه چینش لایه های ورق کامپوزیتی (الف) نحوه چینش شماره ۱ (ب) نحوه چینش شماره ۲

با مقایسه دو نمودار شکل فوق نتایج زیر حاصل می شوند:

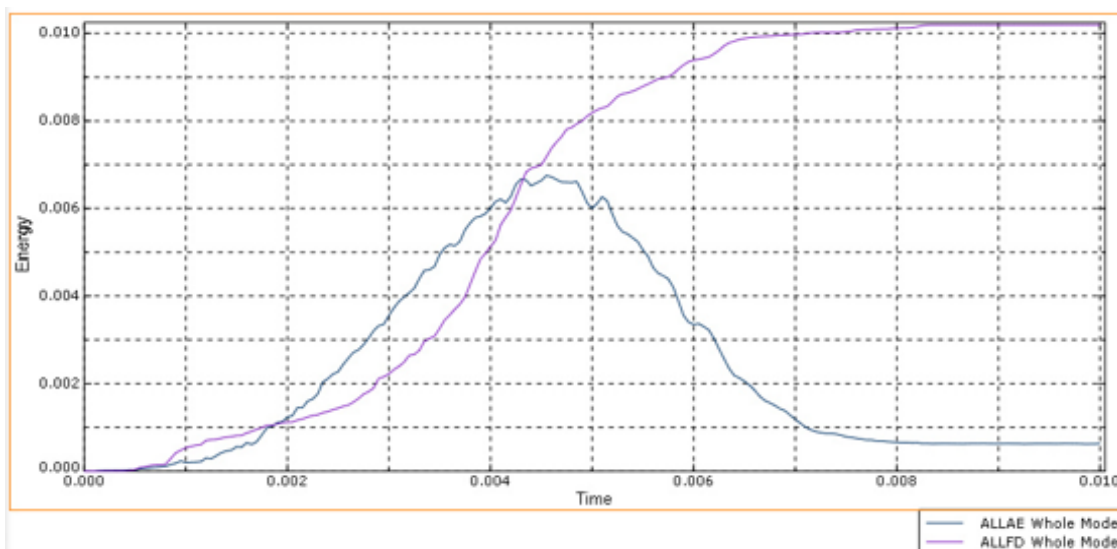
- در مورد انرژی درونی سیستم، زمان و مقدار بیشینه آن تغییر چندانی نمی کند اما مقدار حدی آن از $1/9$ به $2/1$ ژول افزایش پیدا کرده است.
- در مورد انرژی جنبشی سیستم نیز مقدار حدی از $1/62$ به $1/42$ ژول کاهش یافته است لذا برای چینش شماره ۲، گلوله با سرعت بیشتری پس از برخورد برگشته است.
- در مورد بیشینه انرژی کرنشی ورق نیز، از $2/5$ ژول به $2/32$ ژول کاهش یافته همچنین در زمان نسبتاً کمتری هم به بیشینه رسیده است.

۴-۷-۲- سایر مولفه های انرژی

شکل (۴-۲۹) سایر مولفه های انرژی سیستم را که شامل مولفه های انرژی کرنشی مجازی و انرژی اتلافی اصطکاکی است برای دو نوع چینش لایه ها نشان می دهد که شامل دو حالت (الف) برای چینش لایه های شماره ۱ و حالت (ب) برای چینش لایه های شماره ۲ می باشد.



(الف)



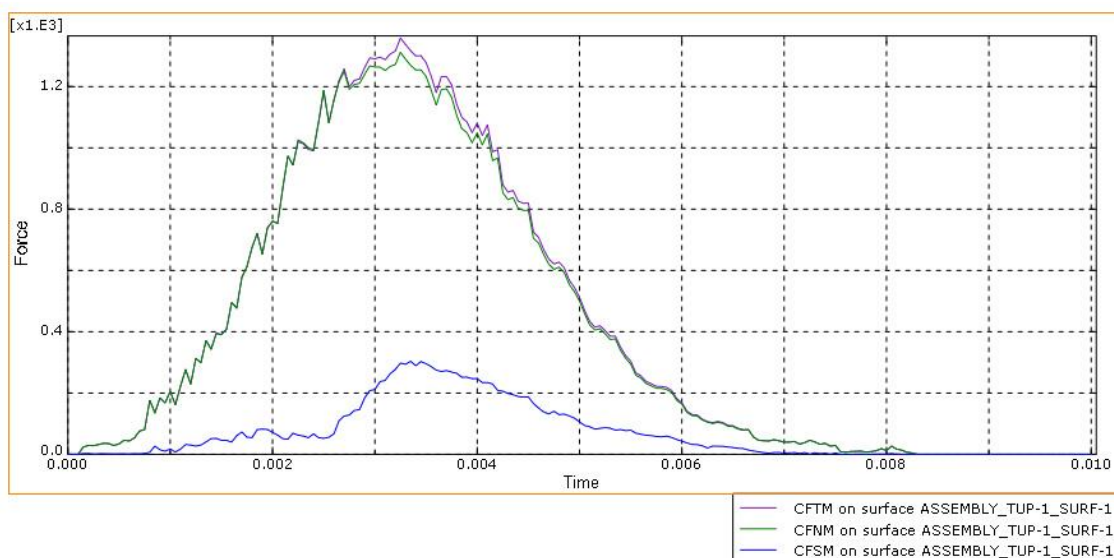
(ب)

شکل (۴-۲۵) مقایسه سایر مولفه های انرژی سیستم برای نحوه چینش لایه های ورق کامپوزیتی
الف) نحوه چینش شماره ۱ ب) نحوه چینش شماره ۲

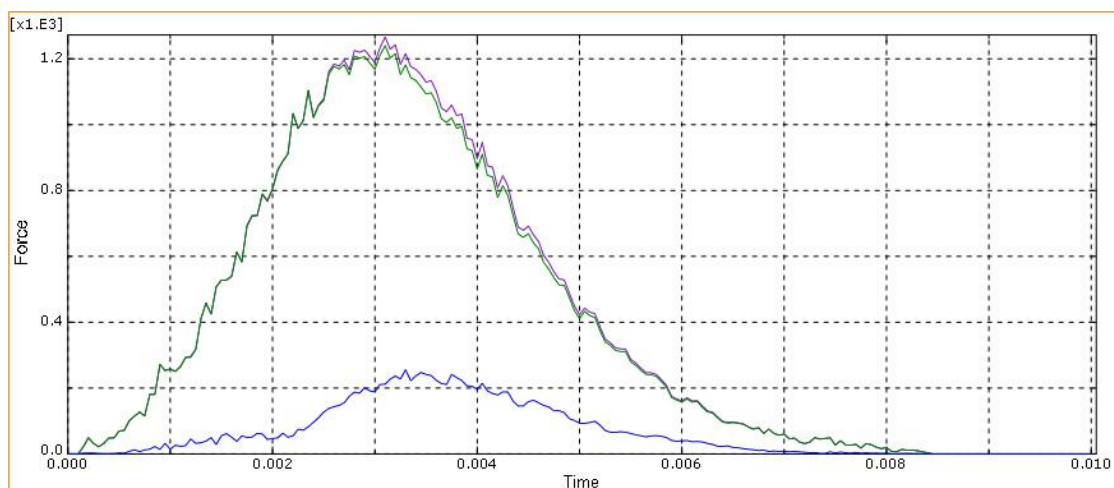
نتایج حاصل از مقایسه دو نمودار شکل فوق نشان می دهند که میزان بیشینه انرژی اتلافی اصطکاکی برای حالت (الف) و چینش شماره ۱ برابر با 0.175% ژول و برای حالت (ب) و چینش شماره ۲ برابر با 0.11% ژول بوده است، لذا با تغییر چینش لایه ها از حالت (الف) به حالت (ب) این اتلاف کمتر شده است.

۴-۷-۳- مولفه های نیروی تماسی برخورد

شکل (۴-۳۰) مولفه های نیروی تماسی برخورد را برای دو نوع چینش لایه ها نشان می دهد که شامل دو حالت (الف) برای چینش لایه های شماره ۱ و حالت (ب) برای چینش لایه های شماره ۲ می باشد.



(الف)



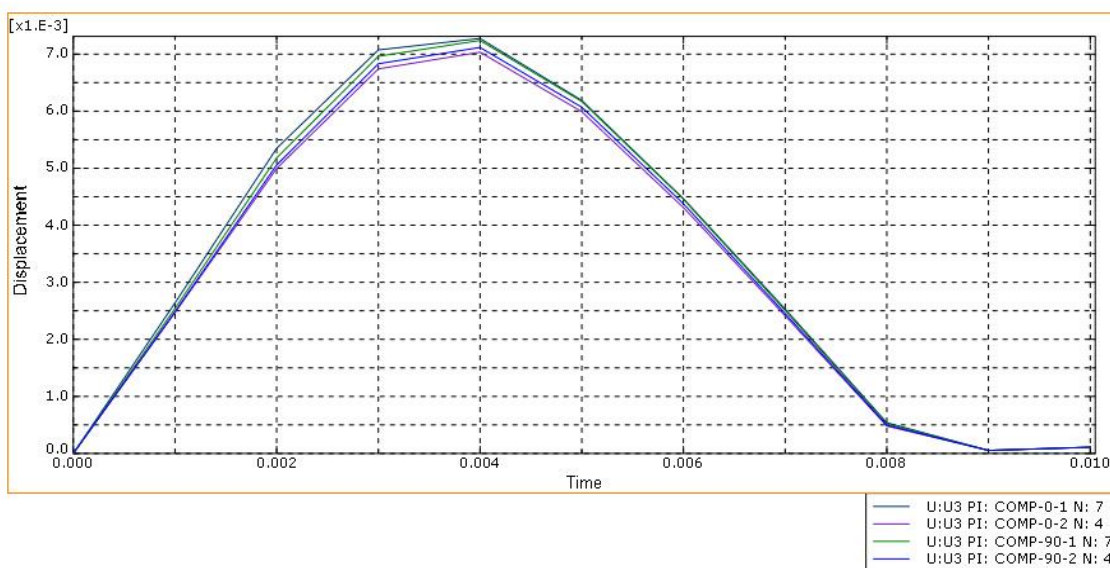
(ب)

شکل (۴-۲۶) مقایسه مولفه های تماسی برخورد برای نحوه چینش لایه های ورق کامپوزیتی (الف) نحوه چینش شماره ۱ ؛ (ب) نحوه چینش شماره ۲

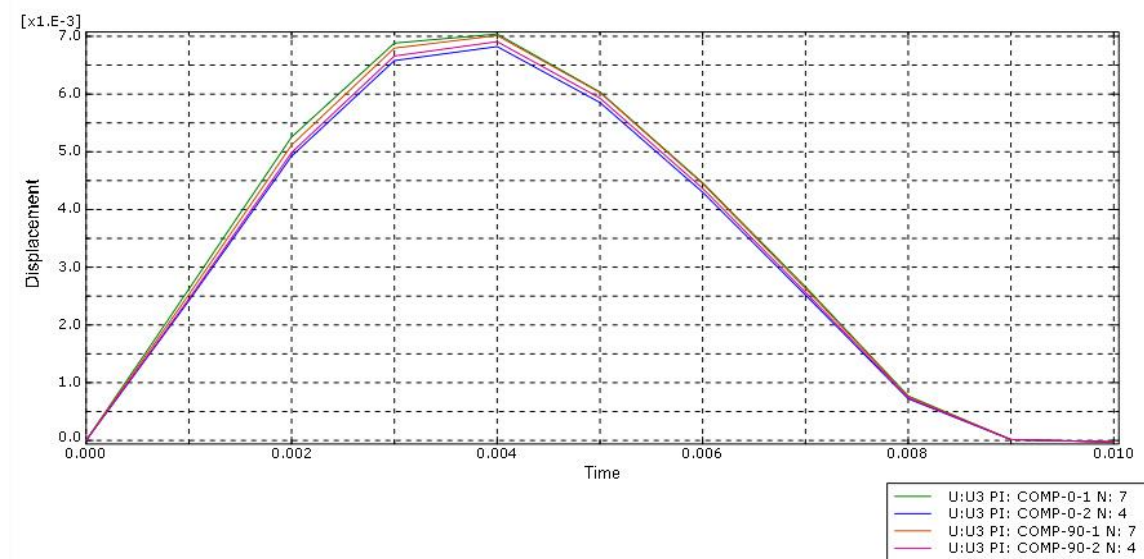
از مقایسه نتایج حاصل در دو نمودار فوق می توان نتیجه گرفت که مولفه افقی نیروی تماس برای هر دو حالت تقریباً برابر است، اما در مورد مولفه فشاری بیشینه در حالت ۲ برابر ۱۲۲۰ نیوتن است که ۸۰ نیوتن از حالت ۱ کمتر است، لذا تغییر چینش لایه های نمونه از حالت (الف) به حالت (ب) باعث کاهش مولفه عمودی نیروی تماس می شود ولی تغییر خاصی روی مولفه افقی نیروی تماسی ایجاد نمی کند.

۴-۷-۴- تغییر مکان عمودی گره های ۴ لایه در مرکز ورق

شکل (۴-۳۲) میزان تغییر مکان عمودی گره های ۴ لایه در مرکز لایه ها را برای دو نوع چینش مد نظر نشان می دهد که شامل دو حالت (الف) برای چینش شماره ۱ و حالت (ب) برای چینش شماره ۲ می باشد.



(الف)



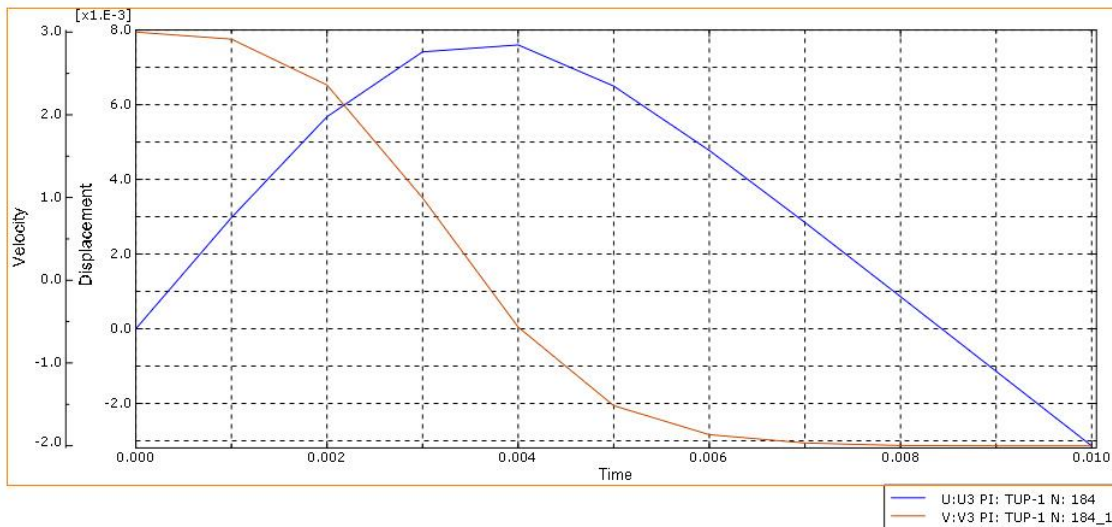
(ب)

شکل (۴-۲۷) مقایسه تغییر مکان عمودی گره های ۴ لایه در مرکز ورق برای نحوه چینش لایه های ورق کامپوزیتی (الف) نحوه چینش شماره ۱ (ب) نحوه چینش شماره ۲

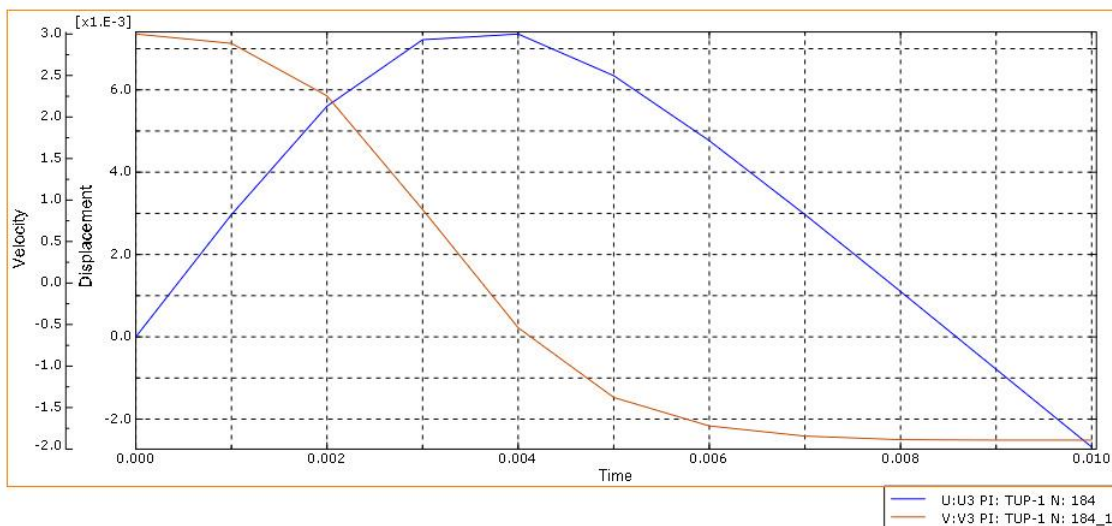
از مقایسه دو نمودار مربوط به شکل (۴-۳۲) می توان نتیجه گرفت که میزان بیشینه تغییر مکان گره بالایی مرکز ورق در حالت (ب) و چینش شماره ۲، برابر ۷ میلی متر است که $\frac{0}{3}$ میلیمتر از حالت (الف) و چینش شماره ۱ کمتر است، لذا تغییر در چینش لایه ها باعث تغییر و کاهش میزان بیشینه تغییر مکان گره های چهار لایه در مرکز ورق برای حالت (الف) نسبت به حالت (ب) می شود.

۴-۷-۵- سرعت و تغییر مکان پرتابه

شکل (۴-۳۳) میزان تغییر مکان و سرعت بازگشتی پرتابه را برای دو نوع چینش لایه ها نشان می دهد که شامل دو حالت (الف) برای چینش لایه های شماره ۱ و حالت (ب) برای چینش لایه های شماره ۲ می باشد.



(الف)



(ب)

شکل (۴-۲۸) مقایسه تغییر مکان عمودی و سرعت برای نحوه چینش لایه های ورق کامپوزیتی
 (الف) نحوه چینش شماره ۱ (ب) نحوه چینش شماره ۲

با مقایسه دو نمودار حالت های (الف) و (ب) می توان نتیجه گرفت که برای نوع چینش لایه های شماره ۲ یا حالت (ب)، میزان بیشینه تغییر مکان عمودی پرتابه تفاوت چندانی با بیشینه تغییر مکان پرتابه در حالت (الف) نکرده است لذا تقریباً برای هر دو یکسان است، ولی بیشینه سرعت بازگشتی پرتابه پس از برخورد با ورق در حالت (ب) در مقایسه با بیشینه سرعت بازگشتی پرتابه پس از برخورد با ورق در حالت (الف) کمتر است.

فصل ۵:

جمع‌بندی و پیشنهادها

۵-۱- مقدمه

در فصول اول و دوم این پایان نامه، به مروری بر ادبیات موضوع و پژوهش‌های انجام شده درباره انواع اثرات ضربه‌های مکانیکی بر روی رفتار مکانیکی و دینامیکی سازه‌های مختلفی همچون تیرها و ورق‌ها و چندلایه‌ها پرداخته شده است. به این دلیل که در این پژوهش سازه مورد بررسی و مورد اصابت ضربه یک کامپوزیت چندلایه می‌باشد، به بیان خواص مکانیکی و دینامیکی یک کامپوزیت با استفاده از روابط تئوری و مدلسازی‌های انجام شده در منابع پرداخته ایم. در قسمت بعدی انواع مدل‌های مختلفی که می‌تواند برای تشریح مدلسازی ریاضی و تجربی ضربه استفاده شود را تشریح کرده ایم و استفاده از قانون هرتز و سایر روابط تئوری در انجام کارها و مطالعات قبلی را ارائه نموده و مقایسه کرده ایم. در فصل سوم، با استفاده از نرم افزار المان محدود آباکوس، نحوه مدلسازی یک کامپوزیت چندلایه با اثرات بین لایه‌ای و همچنین مدل برخورد را در قالب تصاویری که در حین انجام عمل مدلسازی از محیط نرم افزار گرفته شده‌اند به طور کامل شرح و نمایش داده ایم. نهایتاً در فصل چهارم به بررسی و تحلیل نتایج مربوط به انرژی، نیرو، سرعت و تغییر مکان‌های سیستم با استفاده از نرم افزار مورد استفاده پرداخته ایم و تحلیل جامعی روی این نمودارها ارائه داده ایم، همچنین مدل انجام شده در آباکوس را با یکی از مقالات ارائه شده در سال ۲۰۱۶ اعتبارسنجی کرده ایم.

در طول این فصل نیز در ادامه کار به ارائه نتیجه‌گیری کلی و خلاصه نتایج حاصل از پژوهش و همچنین ارائه پیشنهادات برای پژوهش‌های آینده پرداخته ایم.

۵-۲- نتیجه‌گیری

در این پژوهش و مدلسازی یک ورق مستطیلی کامپوزیتی چندلایه تحت تاثیر ضربه سرعت پایین برخورد کننده با نوک کروی قرار گرفته است. پارامترهای موثر در مدلسازی و متغیرهای تعیین کننده عبارتند از: جرم پرتابه، سرعت اولیه پرتابه، شرایط تکیه گاهی ورق، آرایش لایه‌ها، سختی تماس بین لایه‌ها و ضریب اصطکاک تماس. خروجی‌های نرم افزار نیز پارامترهای زیر را برای هر نمونه تحلیل بر

حسب زمان گذشته از تحلیل، مشخص می‌کنند: انرژی کرنشی، انرژی پتانسیل، انرژی درونی، انرژی اتلافی اصطکاکی و انرژی جذب شده و به دلیل آسیب ضربه، مولفه های افقی و عمودی نیروی تماسی، تغییر مکان و سرعت پرتابه نیز مورد محاسبه قرار می‌گیرند.

با عنایت به این موضوعات مهمترین و خلاصه نتایج پژوهش عبارتند از:

۱. رفتار انرژی کرنشی ورق کامپوزیتی و انرژی درونی کل سیستم تقریباً مشابه همدیگر هستند به این صورت که از صفر شروع شده به یک قله بیشینه می‌رسند و به یک حالت حدی در زمان برگشت پرتابه میل می‌کند، با این تفاوت که برای هر دو حالت زمان رسیدن انرژی کرنشی ورق به بیشترین مقدار خود از زمان صفر شدن سرعت پرتابه کمتر است.

۲. $1/5$ برابر شدن جرم و سرعت ضربه زننده تاثیر معکوسی روی مدت زمان برخورد و همچنین زمانی بیشینه شدن سایر مولفه های رفتاری سیستم دارند.

۳. تاثیر تغییر و $1/5$ برابر شدن سرعت ضربه زننده روی میزان انرژی جذب شده، مولفه های نیروی تماسی برخورد و تغییر مکان ورق چندلایه کامپوزیتی به میزان قابل توجهی بیشتر از تاثیر تغییر در جرم ضربه زننده و $1/5$ برابر شدن آن است.

۴. با تغییر نحوه چینش لایه های نمونه کامپوزیتی از حالت $0/90/90/0$ به حالت $90/0/0/90$ میزان سختی چندلایه کامپوزیتی افزایش می‌یابد و لذا ورق کامپوزیتی با لایه چینی $90/0/0/90$ نسبت به ورق کامپوزیتی با لایه چینی $0/90/90/0$ سختی و چقرمگی بیشتری دارد.

۵. با تغییر شرایط مرزی ورق چندلایه کامپوزیتی از حالت CCCC به حالت دوم که به صورت CF CF می‌باشد، سختی ورق کامپوزیتی در مجموع کاهش یافته است و بیشترین تغییر مکان هم در مرزهای آزاد ورق اتفاق می‌افتد.

۶. تغییر شرایط مرزی ورق چندلایه کامپوزیتی، ضریب اصطکاک بین ضربه زننده و سطح روبه نمونه کامپوزیتی و سختی تماسی بین لایه های نمونه کامپوزیتی در مجموع به جز چند مورد، تاثیر چندانی روی پارامترهای رفتار نمونه چندلایه کامپوزیتی ندارند.
۷. با تغییر سختی تماسی بین لایه های نمونه کامپوزیتی و افزایش آن میزان حدی انرژی جنبشی به مقدار ۸٪ کاهش پیدا کرده است لذا سختی نمونه کامپوزیتی برای مقدار سختی بین لایه های 10^{12} نیوتن بر متر کمتر از حالتی است که سختی بین لایه ها مقدار غیر قابل نفوذ Hard می باشد.
۸. با تغییر ضریب اصطکاک تماس پرتابه با سطح کامپوزیت و کاهش آن، مولفه افقی نیروی تماس شدیداً کاهش یافته است.
۹. در مجموع تغییرات مولفه های انرژی، نیروی تماسی برخورد و تغییر مکان نمونه رابطه مستقیمی با تغییرات پارامترهای سرعت و جرم ضربه زننده دارند و با افزایش آنها افزایش می یابند.
۱۰. در مجموع ضربه زننده با جرم بیشتر نسبت به ضربه زننده با جرم کمتر باعث مقدار انرژی جذب شده بیشتر و در نتیجه آسیب بیشتر شده است. همچنین افزایش جرم ضربه زننده مدت زمان برخورد را نیز افزایش داده است.
۱۱. در حالت انرژی یکسان برخورد، در تمام انرژی ها، میزان بی شینه نیروی تماسی و بی شینه تغییر مکان در سازه در دو حالت جرم برابر و سرعت برابر تقریباً یکسان است، و تفاوت اصلی این دو حالت در مدت زمان برخورد است. سرعت پرتابه پارامتری تعیین کننده و بسیار مهم در تعیین مدت زمان برخورد برای انرژی های متفاوت بوده است، ولی پارامتر جرم در مقدار زمان برخورد برای انرژی های متفاوت در حالت جرم های برابر عملاً تاثیری نداشته است.
۱۲. در یک مقدار برابر از انرژی پرتابه با جرم های متفاوت، مدت زمان برخورد و انتقال انرژی به جرم پرتابه وابسته است، به طوری که هرچه پرتابه با جرم بیشتری باشد، زمان تماس و انتقال انرژی نیز بزرگتر می شود.

۱۳. پارامترهایی مانند جرم و سرعت ضربه زننده، ترتیب چینش لایه ها و معیار شکست مورد استفاده از عوامل مهم و تاثیرگذار در بررسی پدیده ضربه و طراحی سازه های کامپوزیتی می باشد.

۵-۳- پیشنهادها برای کارهای آینده

- بررسی کاملاً تئوری این پژوهش با استفاده از مدل برخورد جرم و فنر و قانون هرتز که منجر به معادلات کوپل غیر خطی می شود.
- ارائه شکل های مختلفی از برخورد کننده به صورت نوک تیز و غیره
- بررسی پژوهش برای انواع دیگر تکیه گاه های مورد استفاده از قبیل آزاد و غیره
- بررسی پژوهش برای نسبت های مختلف مدول های الیسیسته عرضی لایه ها
- بررسی پژوهش با در نظر گرفتن پارامتر دمای محیط و تاثیر تغییرات دما بر نتایج حاصل
- بررسی آسیب و تورق ایجاد شده در نمونه کامپوزیتی پژوهش با استفاده از مقادیر انرژی جذب شده در حالات مختلف

پیوست ها

معرفی ابزار تحقیق

نرم افزار آباکوس از جمله نرم افزارهای قدرتمند مهندسی به کمک رایانه در زمینه تحلیل به روش اجزاء محدود در بازار است. اسم و نشان این نرم افزار از لغت آباکوس در زبان انگلیسی به معنای چرتکه و در زبان یونانی به معنای تخته پو شیده شده با ما سه، گرفته شده است. این نرم افزار محصول شرکت فرانسوی داسو سیستمز^۱ می باشد.

آباکوس قابلیت حل مسایل از یک تحلیل خطی ساده تا پیچیده ترین مدل سازی غیر خطی را دارا می باشد. این نرم افزار دارای مجموعه المانهای بسیار گسترده ای می باشد که هر نوع هندسه ای را می توان توسط این المانها مدل کرد. همچنین دارای مدل های رفتاری بسیار زیادی است که در مدل سازی انواع مواد با خواص و رفتار گوناگون نظیر فلزات، لاستیکها، پلیمرها، کامپوزیت ها، بتن مسلح، فوم های فنی و نیز شکننده و همچنین مصالحی ژئوتکنیکی نظیر خاک و سنگ، قابلیت بالایی را ممکن می سازد. نظر به اینکه آباکوس یک ابزار مدل سازی عمومی و گسترده می باشد، استفاده از آن تنها محدود به تحلیل مسائل مکانیک جامدات نمی شود. با استفاده از این نرم افزار می توان مسایل مختلفی نظیر انتقال حرارت، نفوذ جرم، تحلیل حرارتی اجزاء الکتریکی، اکوستیک، تراوش و پیرو الکتریک را مورد مطالعه قرار داد. آباکوس با وجود اینکه مجموعه قابلیت های بسیار گسترده ای را در استفاده از نرم افزار در اختیار کاربر قرار می دهد، کار با آن نسبتاً ساده ای می باشد. پیچیده ترین مسایل را می توان به آسانی مدل کرد. به عنوان مثال مسایل شامل بیش از یک جزء را می توان با ایجاد مدل هندسی هر جزء و سپس نسبت دادن رفتار ماده مربوطه به هر جزء و سپس مونتاژ اجزاء مختلف مدل کرد. در اغلب مدل سازی ها، حتی در مدل های با درجه غیر خطی بالا، کاربر می بایست تنها داده های مهندسی نظیر هندسه مساله، رفتار ماده مربوط به آن، شرایط مرزی و بارگذاری آن مساله را تعیین کند. آباکوس در یک تحلیل غیر خطی، به طور اتوماتیک میزان نمو بار و رواداری های همگرایی را

¹ Dassault Systèmes

انتخاب و همچنین در طول تحلیل مقادیر آنها را جهت دستیابی به یک جواب صحیح تعدیل می کند. در نتیجه کاربر به ندرت می بایست مقادیر پارامترهای کنترلی حل عددی مساله را تعیین کند.

تاریخچه آباکوس

ایده اصلی این نرم افزار در تز دکترای دیوید هبیت در سال ۱۹۷۲ میلادی، تحت عنوان "مکانیک محاسباتی بر پایه روش اجزای محدود" در دانشگاه براون ارائه شد. در سال ۱۹۷۸ آقای هبیت^۱ به همراه ۲ شریک خود کارلسون^۲ و سورنسون^۳ شرکت HKS را تاسیس کردند و اولین ویرایش آباکوس را منتشر ساختند. در سال ۱۹۹۱ شرکت HKS حلگر ABAQUS/Explicit را هم به مجموعه نرم افزار اضافه کرد و نرم افزار اصلی خود را منتشر ساخت. سرانجام در سال ۱۹۹۹ اولین نسخه گرافیکی تحت عنوان ABAQUS/CAE به بازار عرضه شد. اولین نسخه گرافیکی ABAQUS 6.3 بود که شامل ۹ ماژول برای مدلسازی، حل و استخراج نتایج بود.

بخش های آباکوس

Abaqus/CAE شامل محیطی برای طراحی و مدلسازی (پیش پردازش) و نمایش گرافیکی نتایج حاصل از تحلیل است. نرم افزار آباکوس شامل ۴ بخش است:

۱. Abaqus/Standard یک تحلیل گر کلی بر مبنای روش اجزای محدود می باشد و از رویکرد

انتگرال گیری ضمنی استفاده می کند.

۲. Abaqus/Explicit یک تحلیل گر خاص اجزای محدود می باشد و از رویکرد صریح برای

انتگرال گیری استفاده می کند و برای حل سیستم های غیرخطی شامل مسائل تماس و

حالت بارگذاری گذرا کاربرد دارد.

¹ Hibitt

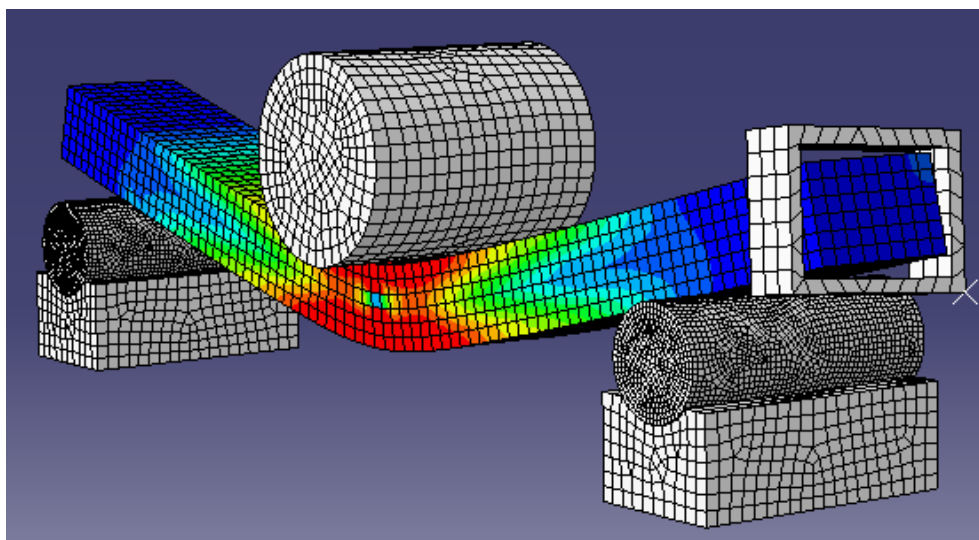
² Karlsson

³ Sorenson

۳. Abaqus/CFD یک نرم افزار تحلیل دینامیک سیالات است و از نسخه ۶.۰ به بعد به این مجموعه نرم افزاری اضافه شد.

۴. Abaqus/Electromagnetic یک نرم افزار تحلیل مسائل الکترومغناطیس است. همچنین این نرم افزار از زبان برنامه نویسی منبع باز پایتون برای برنامه نویسی در داخل نرم افزار پشتیبانی می کند. وجود امکان اسکریپت نویسی در داخل نرم افزار، قابلیت های مدل سازی آن را دو چندان می کند.

یکی از مهمترین قابلیت های نرم افزار آباکوس نسبت به سایر نرم افزارهای اجزای محدود موجود، امکان تغییر و اضافه کردن به امکانات و کتابخانه های نرم افزار است. قابلیت تحت عنوان «ساب روتین» نویسی که ابزاری بسیار قدرتمند برای کاربران حرفه ای می باشد. ساب روتین در واقع یک مجموعه کد است که توسط کاربر با استفاده از زبان برنامه نویسی فرترن برای کاربرد خاصی نوشته می شود. با استفاده از این قابلیت می توان مواردی نظیر تعریف مدل های رفتاری جدید، انجام بارگذاری های خاص و... را انجام داد.



شکل (۵-۱) شماتیکی از محیط نرم افزار آباکوس

مبانی آباکوس

یک تحلیل کامل در برنامه آباکوس معمولاً از سه مرحله تشکیل شده است:

۱- مرحله پیش پردازش (Abaqus/CAE)

در این مرحله شما باید مدل مساله را ساخته و یک فایل ورودی آباکوس ایجاد کنید. مدل را معمولاً می‌توان به صورت گرافیکی با استفاده از ABAQUS/CAE و یا سایر پیش پردازنده‌ها ایجاد کرد و یا می‌توان فایل ورودی آباکوس را با استفاده از یک ویرایشگر متن مثل Notepad ساخت.

۲- مرحله پردازش (Abaqus Standard/Explicit)

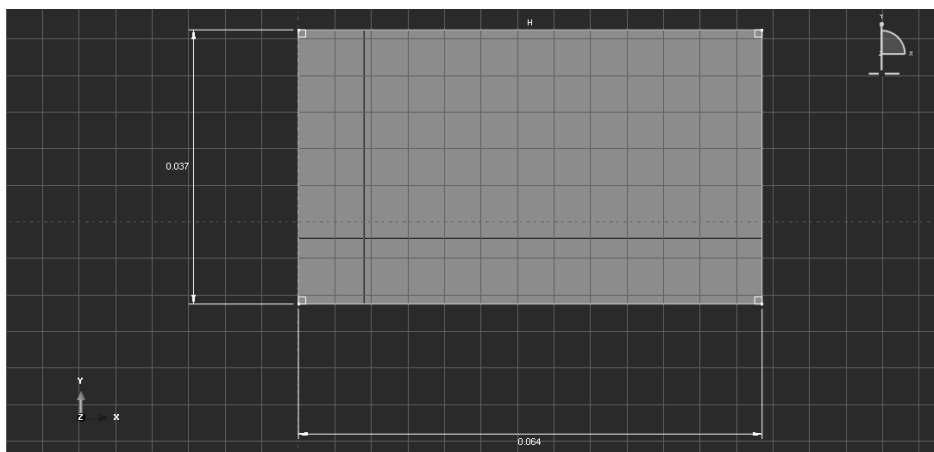
پردازش که معمولاً به صورت یک روند در پس زمینه اجرا می‌شود، مرحله‌ای است که در آن آباکوس استاندارد و یا صریح مساله عددی را که در مدل تعریف شده حل می‌کند. مثالهایی از خروجی تحلیل تنش عبارت است از تغییر مکانها و تنشهایی که در فایل‌های باینری ذخیره می‌شود و برای مرحله پس از پردازش مورد استفاده قرار می‌گیرد. بسته به پیچیدگی مساله‌ای که باید تحلیل شود و قدرت رایانه‌ای که تحلیل را انجام می‌دهد، زمان تحلیل می‌تواند بین چند ثانیه تا چند روز طول بکشد.

۳- مرحله پس پردازش (Abaqus/Viewer)

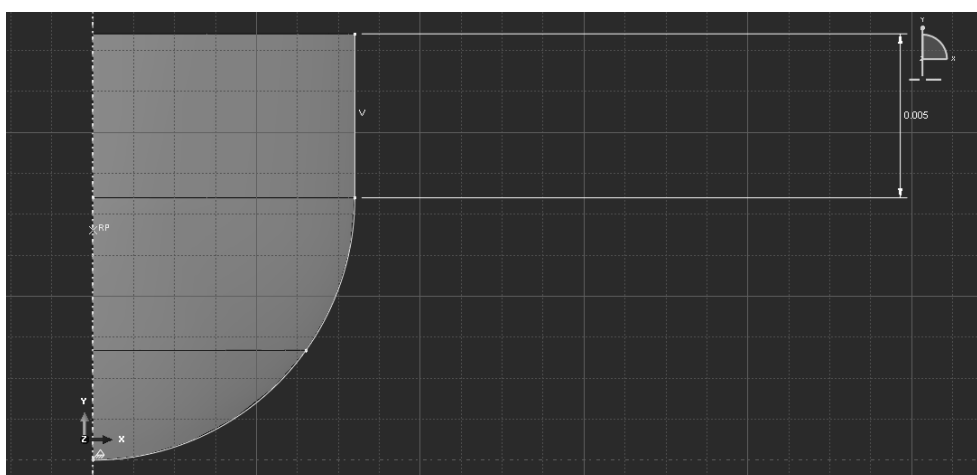
ارزیابی نتایج را می‌توان بعد از اتمام مرحله پردازش یعنی وقتی که تنشها، تغییر مکانها و سایر متغیرهای اساسی محاسبه شده‌اند انجام داد. ارزیابی معمولاً با استفاده از مدول بصری یا سایر پس پردازنده‌ها انجام می‌شود. مدول بصری داده‌های فایل خروجی باینری را می‌خواند و گزینه‌های متفاوتی مانند کانتورهای رنگی، انیمیشن، فرم تغییر شکل یافته و یا نمایش داده‌ها به صورت نمودار برای نمایش نتایج دارد.

نحوه مدلسازی مساله ضربه سرعت پایین روی کامپوزیت چندلایه تقویت شده با الیاف در آباکوس

ابتدا برای تک لایه کامپوزیت و همچنین ضربه زننده، در مدول part یک چهارم شکل مورد نظر را ترسیم کرده و حجم می‌دهیم.

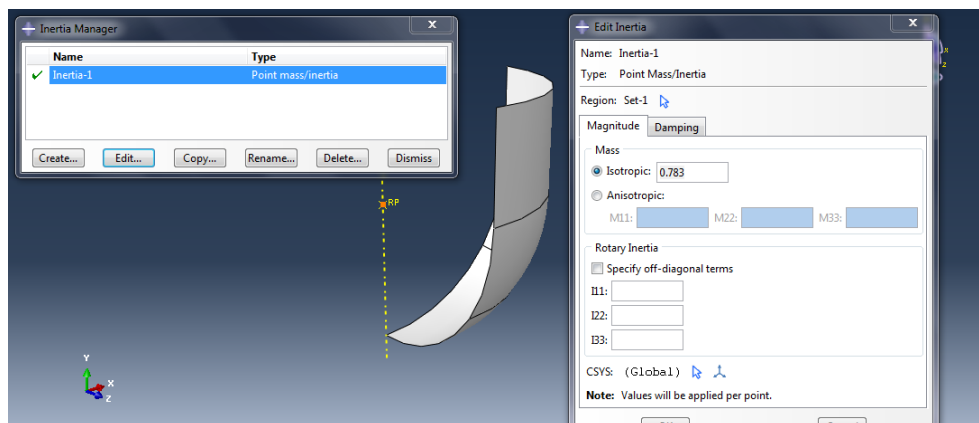


شکل (۲-۵) مدل ربع مورد نظر سیستم



شکل (۳-۵) مدل ربع مورد نظر سیستم

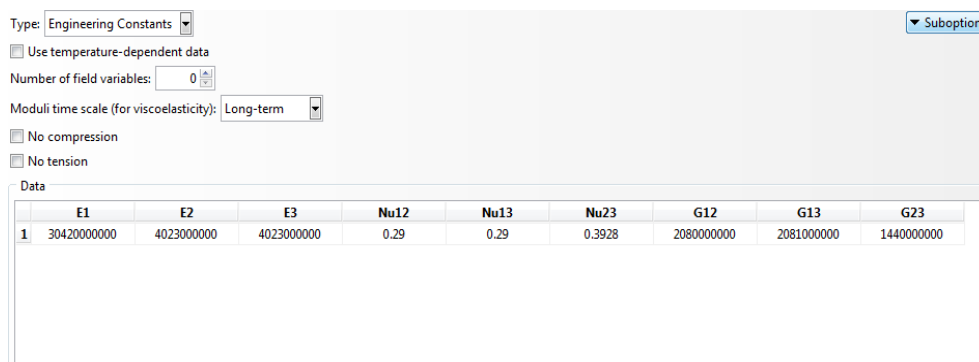
در مرحله بعد برای دادن خواص به هر جزء وارد مدول property می شویم. از آنجا که در مدول Part ضربه زننده به صورت یک جسم صلب در نظر گرفته شد و در نرم افزار آباکوس می توان کل یک جسم صلب را با یک نقطه مرجع به عنوان نماینده آن جسم صلب معرفی کرد و تمام بارگذاری ها و شرایط مرزی را به آن نقطه مرجع وارد کرد، ابتدا یک نقطه مرجع برای ضربه زننده ایجاد کرده و به آن نقطه یک اینرسی خطی برابر با جرمش نسبت می دهیم.



شکل (۴-۵) دادن خواص به اجزا در جدول property

اکنون برای لایه ای که جهت گیری صفر درجه دارد باید خواص را وارد کنیم و برای این کار ابتدا خواص مکانیکی ماده کامپوزیتی را وارد می کنیم:

خواص الاستیک



شکل (۵-۵) خواص الاستیک ماده کامپوزیتی

برای ادامه کار خواص شکست ماده کامپوزیتی را نیز وارد می کنیم.

خواص شکست

Hashin Damage

Alpha: Suboptions

Use temperature-dependent data

Number of field variables:

Data

	ongitudinal Tensil Strength	gitudinal Compres Strength	Transverse Tensil Strength	ensile Strength	verse Compres Strength	ongitudinal Shear Strength	Transverse Shear Strength
1	686000000	620000000	390000000	128000000	890000000	140850000	

شکل (۵-۶) خواص شکست ماده کامپوزیتی

و در نهایت خواص ماده کامپوزیتی را به صورت کامل وارد می کنیم:

Hashin Damage

Damage Evolution

Damage Stabilization

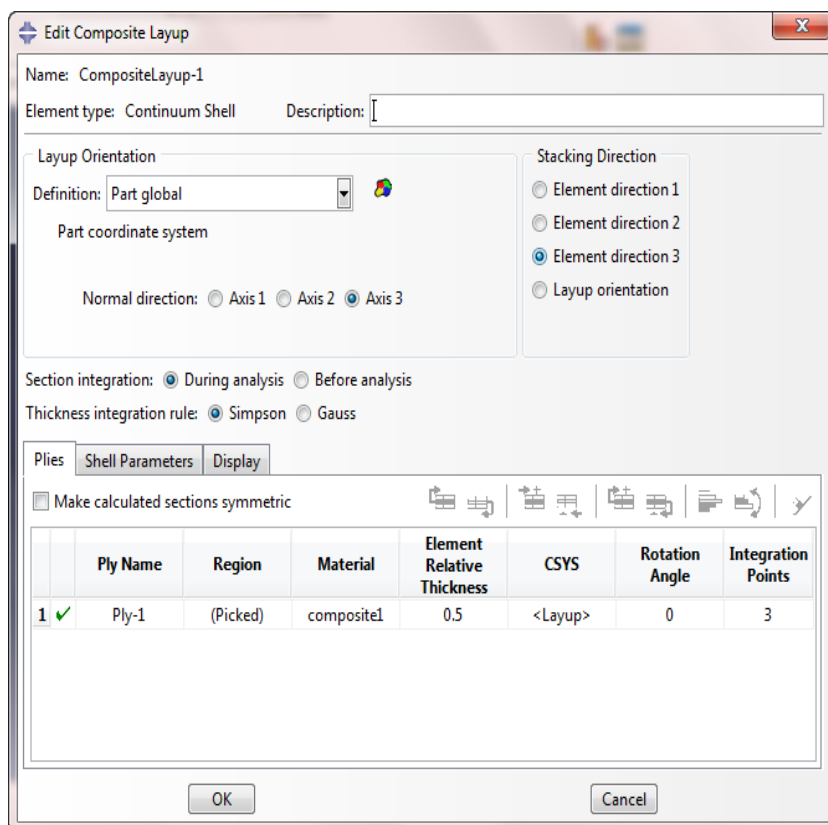
Density

Elastic

شکل (۵-۷) معیار شکست در ماده کامپوزیتی

اکنون برای تعریف لایه با جهت گیری صفر درجه وارد قسمت composite layup شده و تک لایه

کامپوزیتی با جهت گیری صفر درجه را به صورت زیر تشکیل می دهیم:

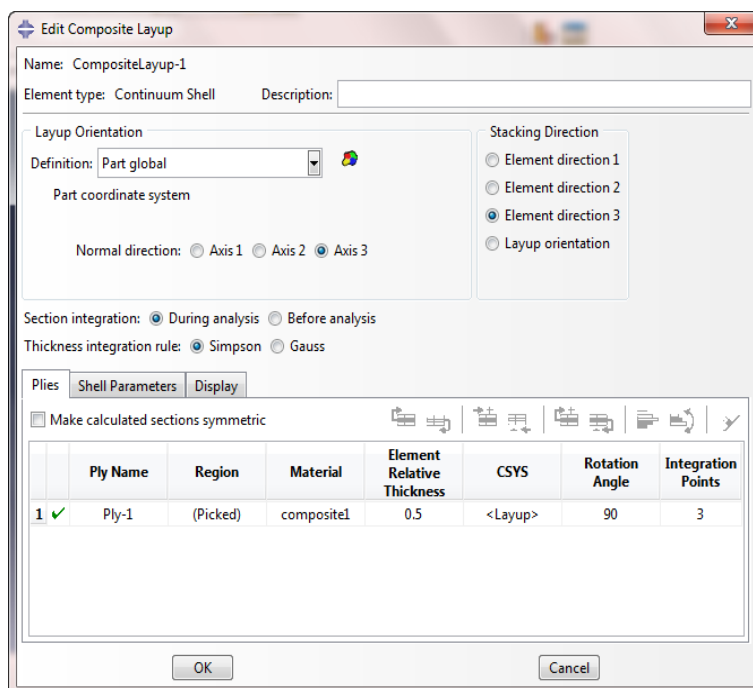


شکل (۵-۸) تشکیل تک لایه کامپوزیتی با جهت گیری صفر درجه

بنابراین تک لایه کامپوزیتی با جهت گیری صفر درجه به صورت فوق ایجاد شد..

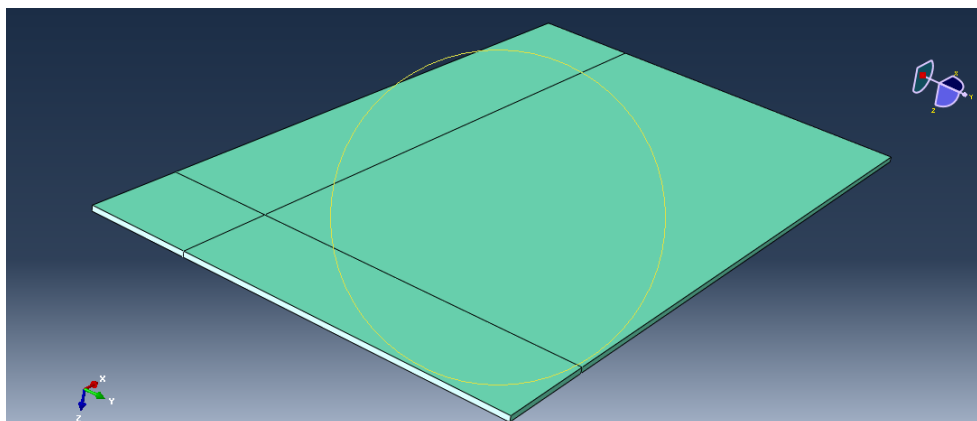
تک لایه کامپوزیتی با جهت گیری ۹۰ درجه هم با همان ماده قبلی اما به این تفاوت در جهت

گیری به وجود می آید:



شکل (۵-۹) تشکیل تک لایه کامپوزیتی نود درجه

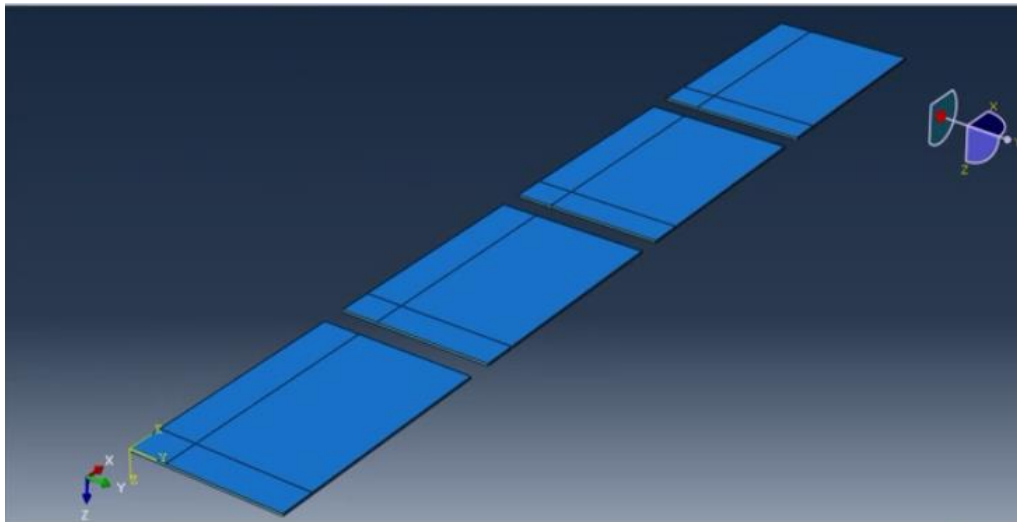
وارد مدول assembly شده و اکنون نوبت به این مرحله است که با تعریف datum صفحات را به چند بخش تقسیم کنیم، چون محل برخورد ضربه زنده با کامپوزیت باید نسبت به سایر نقاط مش ریز تری داشته باشد:



شکل (۵-۱۰) تقسیم کردن صفحه کامپوزیتی به چند بخش در مدول assembly

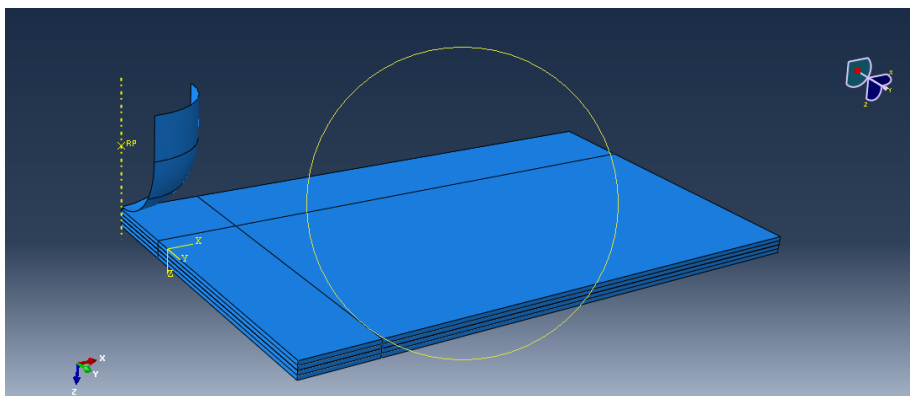
لذا برای هر دو لایه با جهتگیری های متفاوت باید مطابق شکل بالا یک قسمتی ایجاد کنیم که بعدا مش بسیار ریزی به آنجا ایجاد شود.

اکنون با توجه به نوع آرایش لایه ها در کامپوزیت چندلایه باید از لایه های ایجاد شده کپی کرده و نهایتاً آنها را به همراه پرتابه در محل های در ست بچینیم. در اینجا چون یک کامپوزیت ۴ لایه متقارن داریم، باید از هر دو لایه قبلی یک کپی ایجاد کرده و وارد صفحه کنیم:



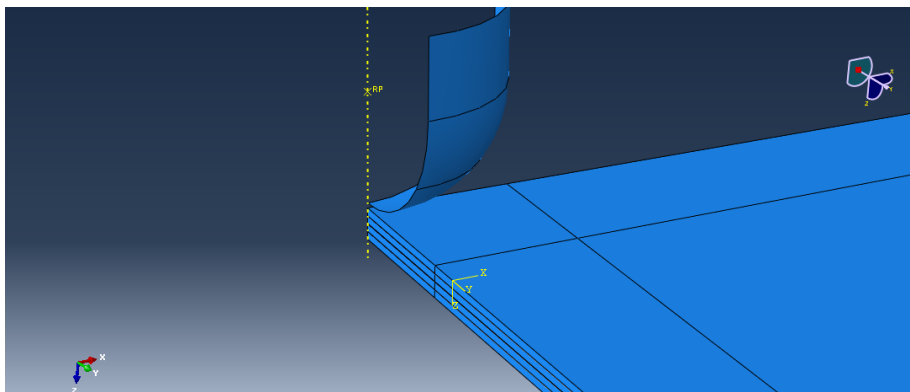
شکل (۵-۱۱) کپی لایه های ایجاد شده در مرحله قبل

فرم نهایی سیستم بدین صورت خواهد بود :



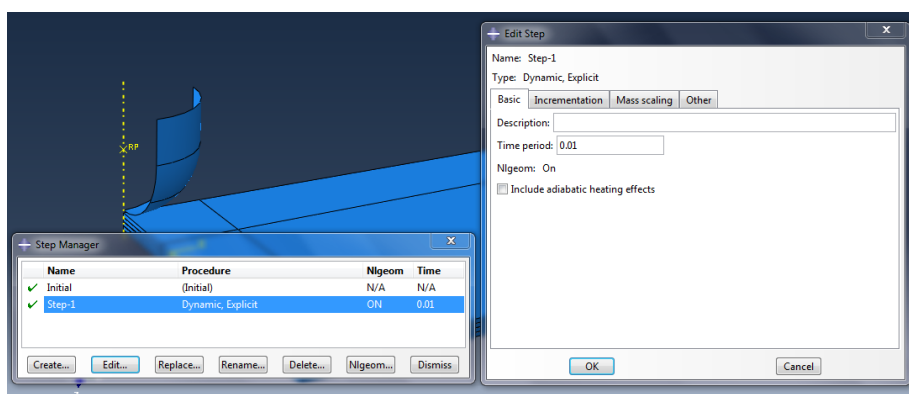
شکل (۵-۱۲) فرم نهایی چندلایه ایجاد شده

با زوم کردن ، جزئیات محل برخورد نیز واضح خواهد بود:



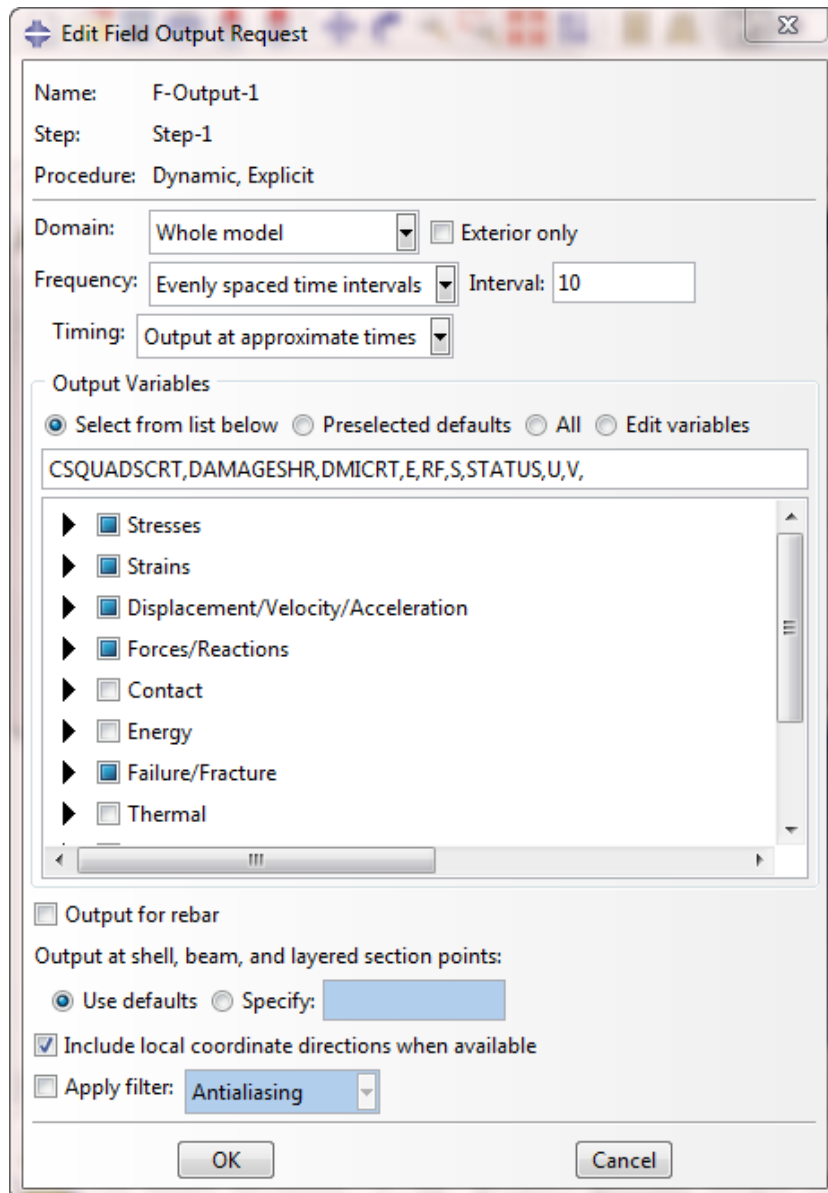
شکل (۵-۱۳) جزییات محل برخورد

اکنون وارد مدول step شده و نوع فرآیند و خروجی های مورد نظر را تعیین می کنیم:
 نوع فرآیند پردازش بصورت dynamic/explicit با تغییر مکانهای غیر خطی و همچنین محدوده زمانی مشخص می باشد.



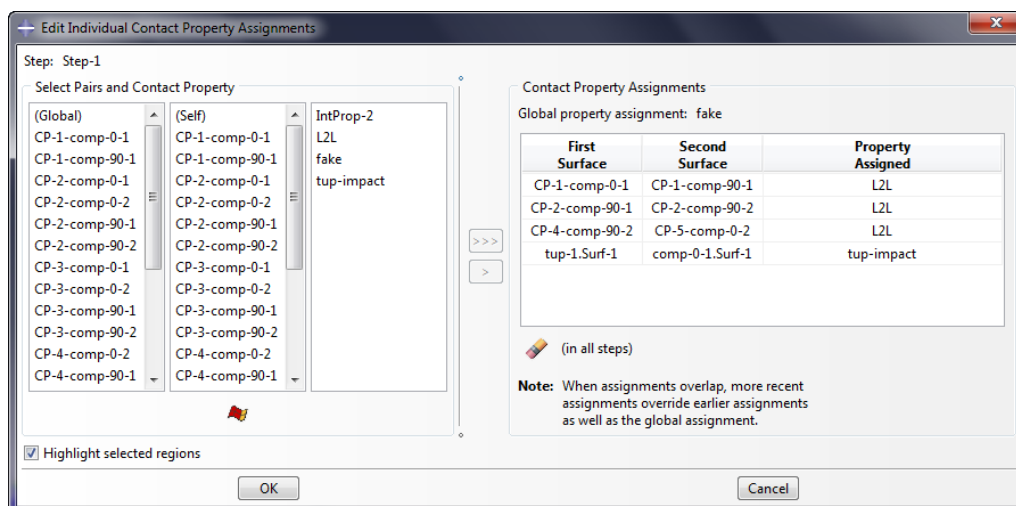
شکل (۵-۱۴) تعیین نوع و فرآیند و خروجی های مورد نظر در مدول step

در قسمت field output هم مقادیر مورد نظر برای انرژی، سرعت، نیرو و تغییر مکان های ایجاد شده را درخواست می دهیم:



شکل (۵-۱۵) تعیین مقادیر مطلوب برای پارامترهای مورد نظر در قسمت field out

بطور مشابه، یک سری پارامترهای را باید در قسمت history output علامتگذاری کنیم. (بطور مثال نیروی وارده در مکان برخورد یا هر پارامتری در یک set مشخص را می‌توانیم مشخص کنیم). مرحله بعدی یکی از مهمترین بخش های فرایند مدلسازی بوده، و این مرحله نحوه ایجاد interaction بین لایه های کامپوزیت با یکدیگر و پرتابه با بالاترین لایه را تعیین می‌کند. در ابتدا تمام برهم کنش هایی که به صورت پیش فرض توسط آباکوس در مرحله های قبلی ایجاد شده را حذف می‌کنیم و مطابق شکل زیر اینتراکشن های درست و مطابق نظرمات را ایجاد می‌کنیم:



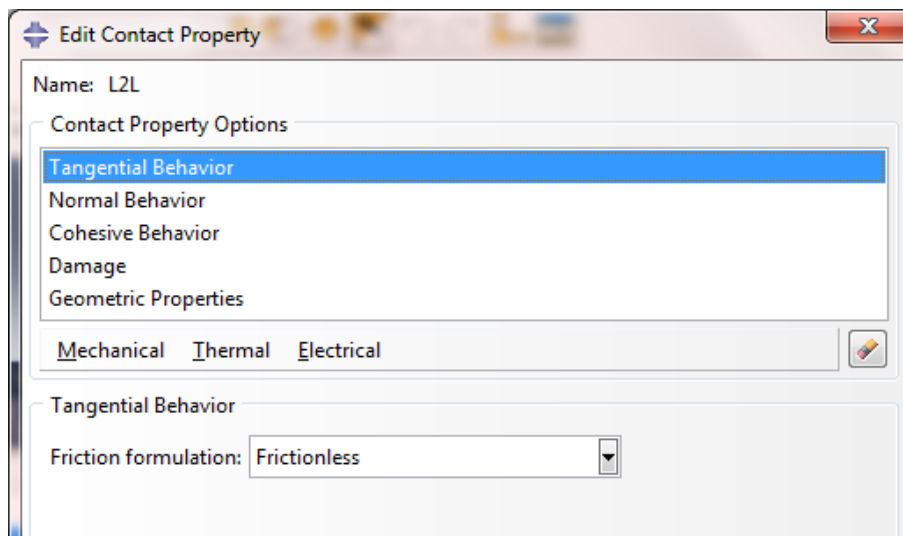
شکل (۵-۱۶) ایجاد اینترکشن های مورد نظر

مطابق شکل فوق، برای تماس بین لایه ها با هم نام L2L را انتخاب کرده و تماس بین پرتابه و لایه اول را با نام tup- impact نام گذاری می کنیم. در ادامه خواص مربوط به این تماس ها را بررسی می کنیم.

تماس لایه ها با هم

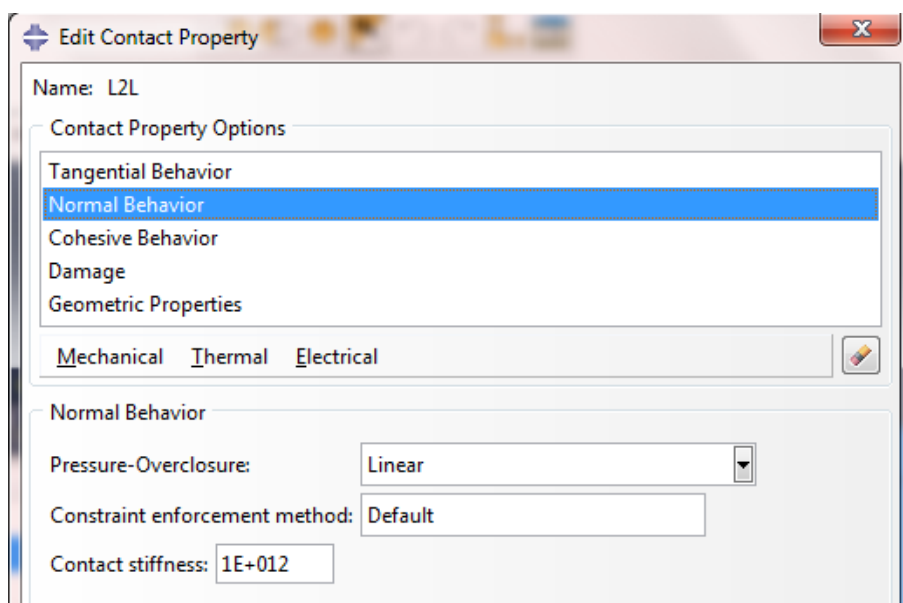
در این قسمت برای تماس لایه های نمونه کامپوزیتی خواص مختلفی تعیین شده است، از جمله رفتار مماسی تماس^۱، رفتار عمودی یا فشاری تماس، رفتار ناحیه چسبندگی، نحوه شکست و... ابتدا رفتار مماسی تماس بین دو لایه را به صورت زیر مشخص می کنیم.

¹ Tangential Behavior



شکل (۵-۱۷) رفتار مولفه مماسی در تماس لایه ها با یکدیگر

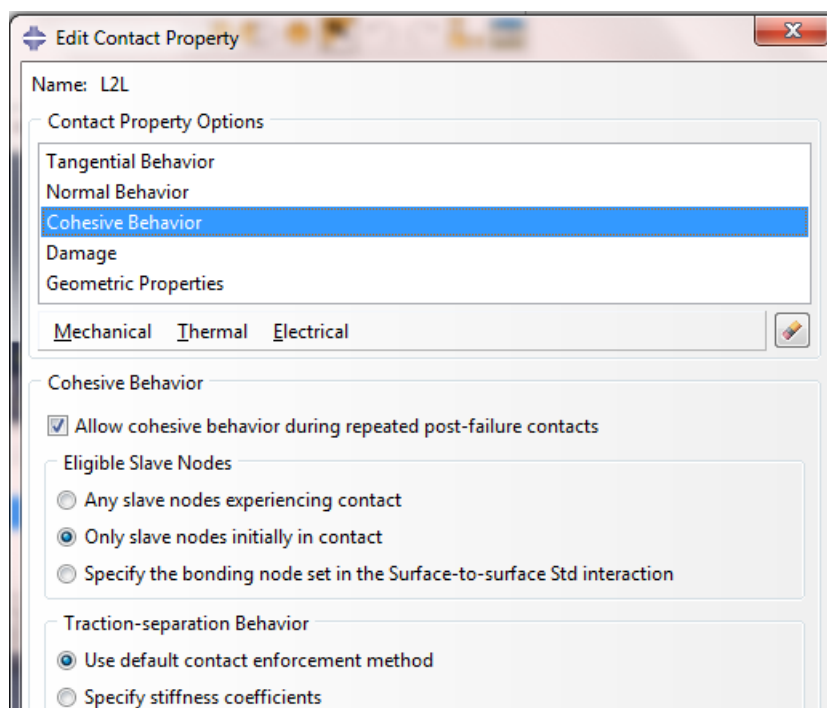
سپس در مرحله بعد رفتار مولفه عمودی یا فشاری^۱ تماس را وارد می کنیم.



شکل (۵-۱۸) رفتار مولفه عمودی تماس لایه ها با یکدیگر

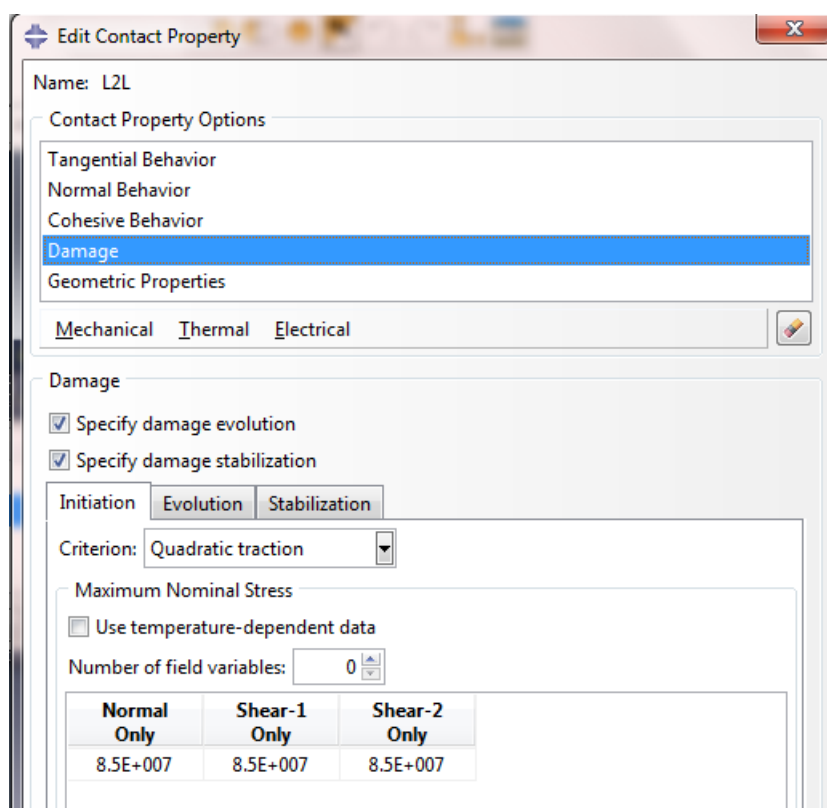
در ادامه تعیین ویژگی های مکانیکی و تماس لایه ها با یکدیگر، خواص چسبندگی بین دو لایه را در مدل وارد می کنیم.

¹ Normal Behavior



شکل (۵-۱۹) رفتار چسبندگی در تماس لایه ها با یکدیگر

سپس تنش های برشی و عمودی بحرانی شکست لایه ها را به صورت زیر در مدل وارد می کنیم.



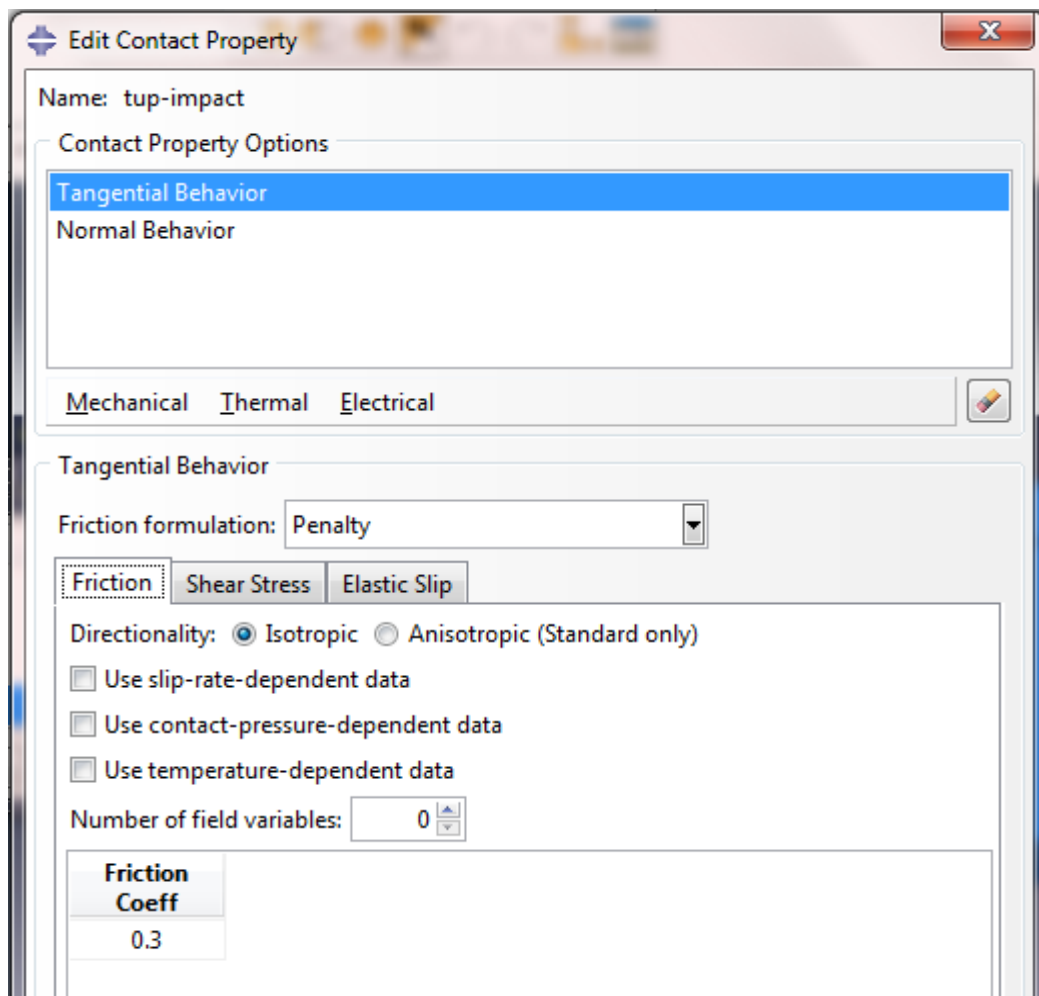
شکل (۵-۲۰) خواص شکست مربوط به تماس لایه ها با یکدیگر

در ادامه به بررسی خواص بین سطح مورد نظر و پرتابه می پردازیم:

تماس سطح و پرتابه

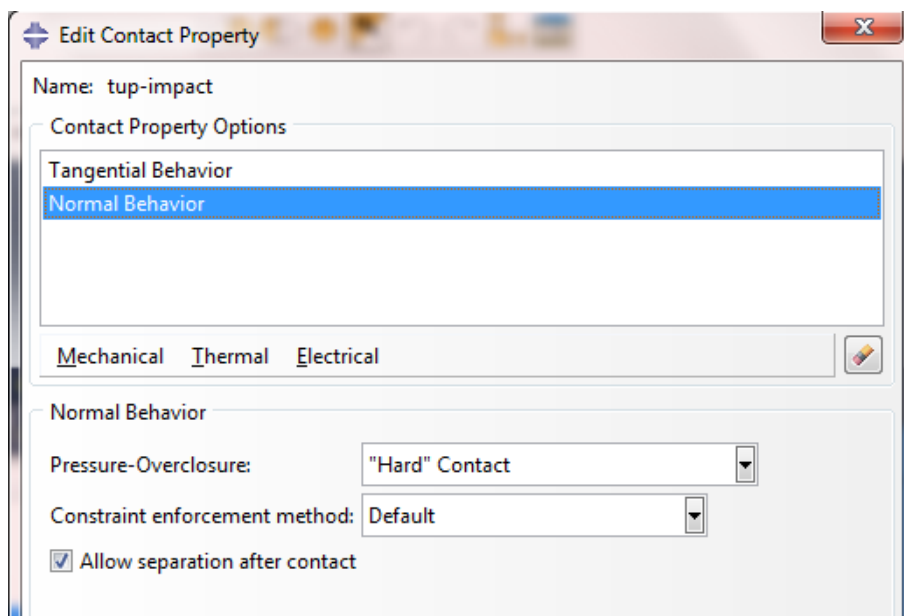
در ادامه برای تعیین خواص بین سطح و پرتابه، ضریب اصطکاک مماسی را در تمام جهات درون

صفحه ای همسان و مساوی ۰/۳ در نظر گرفته و وارد می کنیم.



شکل (۵-۲۱) مولفه افقی ضریب اصطکاک مربوط به تماس بین سطح و پرتابه

سپس نوع رفتار نیروی تماسی عمودی یا فشاری را از نوع تماس سخت انتخاب می کنیم.



شکل (۲۲-۵) سختی فشاری عمودی مربوط به تماس بین سطح و پرتابه

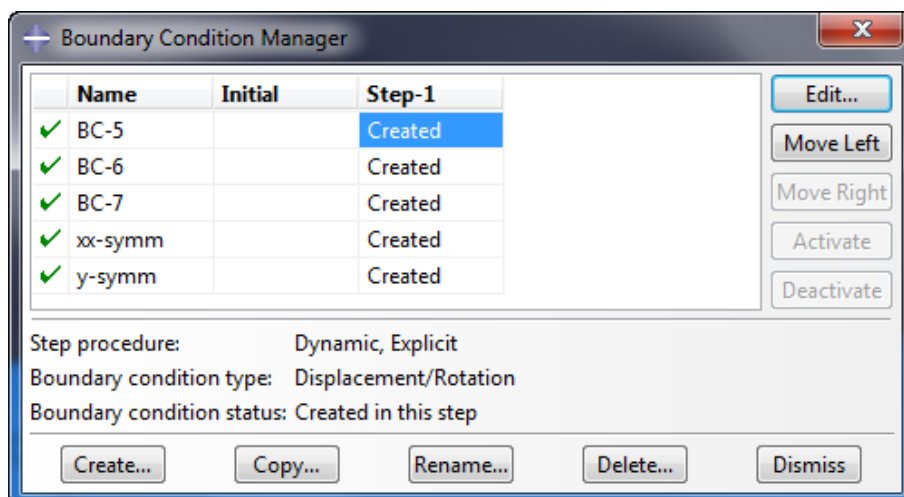
اکنون وارد مرحله load شده، شرایط مرزی، سرعت اولیه و ... را اعمال خواهیم نمود:

ابتدا نقطه مرجع مربوط به پرتابه را مقید به حرکت در راستای عمودی می‌کنیم.

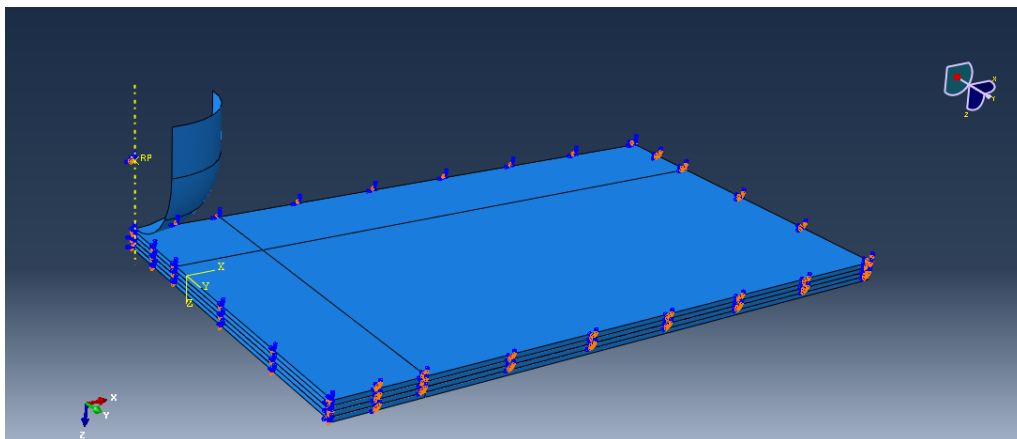
سپس شرایط مرزی را به دو قسمت بیرونی لایه های رو هم چیده اعمال می‌کنیم.

و نهایتاً برای قسمت داخلی شرط تقارن نسبت محور x تقارن نسبت به محور y را بوجود می‌آوریم

تا بدین ترتیب مدل ربع سیستم ما نمود کاملی از مدل کل سیستم شود.



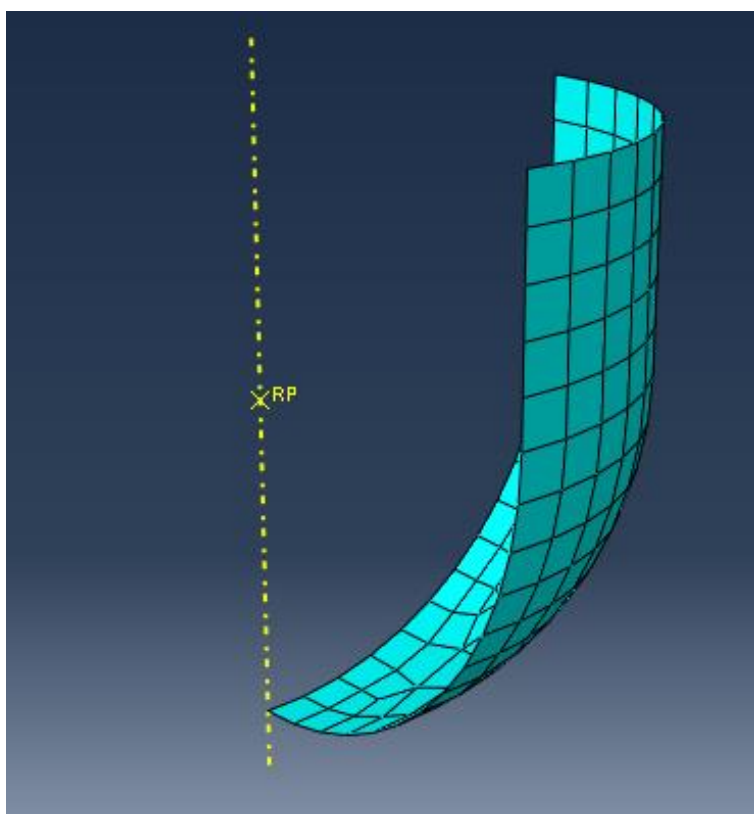
شکل (۲۳-۵) اعمال شرایط مرزی مربوط به چندلایه



شکل (۵-۲۴) اعمال شرایط مرزی مربوط به چندلایه

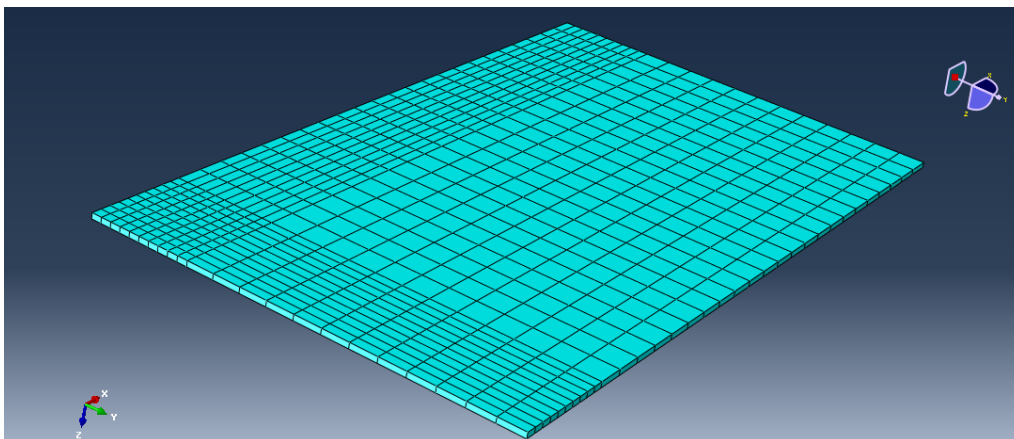
نهایتاً در قسمت pre defined نیز سرعت اولیه را برای پرتابه وارد خواهیم کرد.

برای مرحله مش بندی وارد مدول mesh خواهیم شد، ابتدا پرتابه را مش بندی می کنیم:



شکل (۵-۲۵) مش بندی پرتابه

و سپس هر لایه را بصورت مشابه و طبق تصویر بعدی مش بندی می کنیم:



شکل (۵-۲۶) مش بندی لایه ها

در نهایت نیز وارد مدول job شده و فرآیند آزمایش مدلسازی را شروع می کنیم.

مراجع

- [۱] پاکدل ح، (۱۳۸۷) "سه گانه مواد مرکب" جلد اول، چاپ اول، انتشارات دانشگاه امیرکبیر، تهران، ص ۲۰.
- [2] Lu H. (1989), "**Material and Manufacturing Processes**", Wiley, New York.
- [3] Sierakowski R. L. and Chaturvedi S. K. (1997), "**Dynamic Loading and Characterization of Fiber-Reinforced Composites**", Wiley-Interscience, New York.
- [4] Abrate S. (1998), "**Impact on composite structures**", Cambridge: Cambridge University Press.
- [5] Karas K. (1939), "Platten Under Seitlichen Stoss" **Ingenieur Archiv**, pp. 10237-10250.
- [6] Sun C. T. and Chattopadhyay S. (1975), "Dynamic response of anisotropic laminated plates under initial stress to impact of a mass", **Journal of Applied Mechanics**, Vol. 42, pp. 693-698.
- [7] Sun C. T. and Chen J. K. (1985), "On the impact of initially stressed composite laminates", Purdue University, West Lafayette, Vol. 194, pp. 90-504.
- [8] Quian Y. and Swanson S. R. (1989), "Experimental measurement of impact response in carbon/epoxy plates", **Structural Dynamics and Materials Conf**, paper 89-1276-CP.
- [9] Cantwell W. J. and Morton J. (1989), "The influence of varying projectile mass on the impact response of CFRP", **Composite Structures**, Vol. 13, pp. 101-104.
- [10] Hsi-Yung-wu T. and Chang F. K. (1989), "Transient dynamic analysis of laminated composite plates subjected to transverse impact", **Composite Structures**, Vol. 31, pp. 453-466.
- [11] Quian Y. and Swanson S. R. (1990), "An experimental study of scaling rules for impact damage in fiber composites", **Journal Composite Materials**, Vol. 24, pp. 559-570.
- [12] Rabinson P. and Davies G. A. O. (1992), "Impactor mass and specimen geometry effects in low velocity impact of laminated composites", **International Journal of Impact Engineering**, Vol. 12, pp. 189-207.
- [13] Abrate S. (1991), "Impact on laminated composite materials", **Applied Mechanics Reviews**, Vol. 44, pp. 155-190.
- [14] Abrate S. (1994), "Impact on laminated composites: recent advances", **Applied Mechanics Reviews**, Vol. 47, pp. 517-544.
- [15] Abrate S. (2001), "Modeling of impacts on composite structures", **Composite Structures**, Vol. 51, pp. 129-138.
- [16] Zhou G. and Davies G. A. O. (1995), "Impact response of thick glass fibre reinforced polyester laminates" **International Journal of Impact Engineering**, Vol. 16, pp. 357-374.
- [17] Chun L. and Lam K. Y. (1998), "Dynamic response of fully clamped laminated composite plates subjected to low velocity impact of a mass", **International Journal of Solids Structures**, Vol. 35, pp. 963-979.

- [18] Chuks N. and David C. (1999). "Webb finite element modeling of the impact response of a laminated composite plate", Leeds **Metropolitan University**, UK.
- [19] Caprino G. and Lopresto V. and Scarponi C. and Briotti G. (1999), "Influence of material thickness on the response of carbon–fabric/epoxy panels to low velocity impact", **Composite Science and Technology**, Vol. 59, pp. 2279–2286.
- [20] Kang T.J. and Kim C. (2000), "Impact energy absorption mechanism of largely deformable composites with different reinforcing structures", **Fibers Polymers**, Vol. 1, pp. 45-54.
- [21] Mili F. and Necib B. (2001), "Impact behavior of cross-ply laminated composite plates under low velocities", **Composite Structures**, Vol. 51, pp. 237–244.
- [22] Cho C. and Zhao G. (2002), "Effects of geometric and material factors on mechanical response of laminated composites due to low velocity impact", **Journal of Composite Materials**, Vol. 36, pp. 1403–1428.
- [23] Li C. F. and Hu N. and Cheng J. G. and Fukunaga H. and Sekine H. (2002), "Low velocity impact induced damage of continuous fiber reinforced composite laminates", Part II, Verification and numerical investigation. **Composites Part A**, Vol. 33, pp. 1063–1072.
- [24] Aslan Z. and Karakuzu R. and Okutan B. (2003), "The response of laminated composite plates under low-velocity impact loading", **Composite Structures**, Vol. 59, pp. 119–127.
- [25] Park R. and Jang J. (2003), "Effect of laminate thickness on impact behavior of aramid fiber/vinylester composites", **Polymer Testing**, Vol. 22, pp. 939-946.
- [26] Her S. C. and Liang Y. C. (2004), "The finite element analysis of composite laminates and shell structures subjected to low velocity impact", **Composite Structures**, Vol. 66, pp. 277– 285.
- [27] Whittingham B. and Marshall H. I. and Mitrevski T. and Jones R. (2004), "The response of composite structures with pre-stress subject to low velocity impact damage", **Composite Structures**, Vol. 66, pp. 685-698.
- [28] Hosur M. V. and Adbullah M. and Jeelani S. (2005), "Studies on the low-velocity impact response of woven hybrid composites", **Composite Structures**, Vol. 67, pp. 253–262.
- [29] Mitrevski T. and Marshall I. H. and Thomson R. S. and Jones R. (2006), "Low velocity impacts on preloaded GFRP specimens with various impactor shapes", **Composite Structures**, Vol. 76, pp. 209–217.
- [30] Meo M. and Antonucci E. and Duclaux P. and Giordano M. (2005), "Finite element simulation of low velocity impact on shape memory alloy composite plates", **Comosite Structures**, Vol. 71, pp. 337-342.
- [31] Salehi Khojin A. and Bashirzadeh R. and Mahinfalah M. and Nakhaei Jazar R. (2006), "The role of temperature on impact properties of Kevlar/fiberglass composite laminates", **Composite Part B: Engineering**, Vol. 37, pp. 593-602.

- [32] Tita V. and Carvalho J. and Vandepitte D. (2008), "Failure analysis of low velocity impact on thin composite laminates: experimental and numerical approaches", **Composite Structures**, Vol. 83, pp. 413-428.
- [33] Setoodeh A. R. and Malekzadeh P. and Nikbin K. (2009), "Low velocity impact analysis of laminated composite plates using a 3D elasticity based layerwise FEM", **Materials and Design**, Vol. 30, No. 9, pp. 3795-3801.
- [34] Icten B. M. and Atas C. and Aktas M. and Karakuzu R. (2009), "Low temperature effect on impact response of quasi-isotropic glass/epoxy laminated plates", **Composite Structures**, Vol. 91, pp. 318-323.
- [35] Khalili R. M. S. and Soroush M. and Davar A. Rahmani O. (2010), "Finite element modeling of low velocity impact on laminated composite plates and cylindrical shells", **Composite Structures**, Vol. 93, pp. 1363-1375.
- [36] Karakuzu R. and Erbil E. and Aktas M. (2010), "Impact characterization of glass/epoxy composite plates: An experimental and numerical study", **Composite Part B: Engineering**, Vol. 41, pp. 388-395.
- [37] Akin C. and Senel M. (2010), "An experimental study of low velocity impact response for composite laminated plates", **Dumlupinar University**, Vol. 50, pp. 440-451.
- [38] Kursun A. and Senel M. (2013), "Investigation of the effect of low velocity impact on composite plates with preloading", **Exp Tech**, Vol. 37, pp. 41-48.
- [39] Kumar Kranthi B. and Kishore Lakshmana T. (2012), "Low velocity impact analysis of laminated FRP composites", **International Journal of Engineering Science and Technology**, Vol. 4, pp. 115-125.
- [40] Tavassoli N. and Darvizeh A. and Darvizeh M. and Sabet S. A. and Ganjgahi H. (2012), "Numerical and Experimental Investigation of the Effect of Fiber Orientation on Crash Behavior of Composite Hat Shape Energy Absorber", **International Journal of Automotive Engineering**, Vol. 2, No. 1, pp. 1-7.
- [41] Balasubramani V. and Boopathy S. and Vasudevan R. (2013), "Numerical analysis of low velocity impact on laminated composite plates", **Proc Eng**, Vol. 64, pp. 1089-1098.
- [42] Ashenai Ghasemi F. and Malekzadeh Fard K. and Paknejad R. (2013), "Response of fiber metal laminate (FML) plates using an analytical numerical method", **Modares Mechanical Engineering**, Vol. 13, No. 3, pp. 57-67. (In Persian)
- [43] Malik H. M. and Arif M. F. A. (2013), "ANN prediction model for composite plates against low velocity impact loads using finite element analysis", **Composite Structures**, Vol. 101, pp. 290-300.
- [44] Malekzadeh Fard K. and Khalili R. M. S. and Forooghy H. S. and Hosseini M. (2014) "Low velocity transverse impact response of composite sandwich plate subjected to a rigid blunted cylindrical impactor", **Composites: Part B**, Vol. 63, pp. 111-122.
- [45] Taraghi I. and Fereidoon A. and Taheri Behrooz F. (2014), "Low velocity impact response of woven Kevlar/epoxy laminated composites reinforced with multi walled carbon nanotubes at ambient and low temperatures", **Materials and Design**, Vol. 53, pp. 152-158.

- [46] Tavassoli N. and Darvizeh A. and Darvize M. and Sabet R. A. S. (2014), "Analytical and experimental investigation into the crushing behavior of hat shaped composite energy absorber", **Journal of Modarres Mechanical Engineering**, Vol. 14, No. 14 pp. 211-216.
- [47] Ghajar R. and Rassaf A. (2014), "Effect of impactor shape and temperature on the behavior of E-glass/epoxy composite laminates", **Journal of Modares Mechanical Engineering**, Vol. 14, No. 10, pp. 1-8. (In Persian)
- [48] Paknejad R. and Ashenai Ghasemi F. and Malekzadeh Fard K. (2014), "Response of fully clamped composite laminated plate subjected to low velocity impact using Galerkin method, **Modares Mechanical Engineering**, Vol. 14, No. 1, pp. 45-50. (In Persian)
- [49] Mehrabani Yeganeh E. and Liaghat Gh. and Pol M. H. (2015), "Experimental investigation of quasi static perforation on laminated glass epoxy composites by indenters with different geometries", **Modares Mechanical Engineering**, Vol. 15, No. 1, pp. 185-193. (In Persian)
- [50] Artero Guerrero J. A. and Pernas Sanchez J. and Lopez Puente J. and Varas D. (2015), "Experimental study of the impactor mass effect on the low velocity impact of carbon/epoxy woven laminates" **Composite Structure**, Vol. 133, pp. 774-781.
- [51] Bulent Murat Icten. (2006), "Damage in laminated composite plates subjected to low velocity impact", Ph.D. Thesis, Graduate School of Natural and Applied Sciences of Dukuz Eylul University.
- [52] Richardson M. O. W. and Wisheart M. J. (1996), "Review of low velocity impact properties of composite materials", **Composites part A**, pp. 1123-1131.
- [53] Hou J. P. and Petrinic N. and Ruiz C. and Hallet S. R. (2000), "prediction of impact damage in composite plates", **Composite Science and Technology**, Vol. 60, pp. 273-281.
- [54] Troy C. Welker, First Lieutenant, USAF, (2003) "Experimental and computational failure analysis of graphite bismaleimide laminated composite and carbon foam in sandwich construction", air force institute of technology.
- [55] Agarwal. and Bhagwan D. and Lawrence J. and Broutman. (1990), "**Analysis and Performance of Fiber Composites (Second Edition)**", New York: John Wiley and Sons, Inc.
- [56] Herakovich. and Carl T. (1998), "**Mechanics of Fibrous Composites**", New York: John Wiley and Sons, Inc.
- [57] Whitney. and James M. (2002), "**Analytical Mechanics of Composite Materials**", Dayton, Ohio: Published by author for use as course text.
- [58] Czarnocki P. and Zagrajek T. (2016), "Sequence of damage events occurring in the course of low energy impact", **Archives of Civil and Mechanical Engineering**, Vol. 16, pp. 825-835.
- [59] Tsai S. W. and Wu .E. M. (1971), "A general theory of strength for anisotropic materials", **Composite Materials**, Vol. 5, pp. 58-80.

- [60] Hashin Z. (1980), "Failure criterion for unidirectional fiber composites", **Journal of Applied Mechanics**, Vol. 47, pp. 329-334.

Abstract:

A finite element (FE) simulation using Abaqus software for continuum shell elements is proposed to simulate the compression after impact (CAI) behavior and predict the strength of composites. This test method determines the damage resistance of multidirectional polymer matrix composite laminated plates subjected to a drop-weight impact event. The composite material forms are limited to continuous-fiber reinforced polymer matrix composites. A flat, rectangular composite plate is subjected to an out-of-plane, concentrated impact using a drop-weight device with a hemispherical impactor. The plate under investigation was of [+0/90]_s lay-up and 4 layers. Continuum shell elements with Hashin failure criterion exhibit the composite laminate damage behavior. The impact response is quantified in terms of the resulting size and type of damage in the specimen.

The impact response properties generated by this test method are highly dependent upon several factors, which include specimen geometry, layup, impactor geometry, impactor mass, impact force, impact energy, boundary conditions, the coefficient of friction between surfaces of laminate and impactor, hard contact between layers and etc. Thus, results are generally not scalable to other configurations, and are particular to the combination of geometric and physical conditions tested. Furthermore the adhesive bond between fibers in composite is assumed as a constraint with stiffness, normal and tangential properties and other features of layer bond. Impact strength and failure of several panels were investigated. The results of analysis are presented. The proposed FE model reveals good strength predictions and indicates good agreement with valid results, making it a valuable tool for strength prediction of stitched composites.

Keywords: FE Simulation; polymer matrix composite laminated plate; Bond between layers; Low velocity impact; Hashin failure



Shahrood University of Technology

Kharazmi International Campus

M.Sc. Thesis in Applied Mechanics Engineering

Numerical analysis of low velocity impact on laminated
composite plates

By: Reza Gholami

Supervisor:
Dr Mohammad Jafari

February 2017