

## مهندسی مجدد سازه زیرین یک بالگرد بر اساس مفهوم ضربه پذیری با استفاده از مواد مرکب پلیمری

زارعی، حمیدرضا<sup>1\*</sup>، جاویدراد، فرهاد<sup>2</sup>، حسن زاده، اسماعیل<sup>3</sup>، چراغی، اکبر<sup>4</sup>  
1- استادیار، مرکز تحصیلات تکمیلی، دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری، تهران، ایران  
2- دانشیار، مرکز تحصیلات تکمیلی، دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری، تهران، ایران  
3- کارشناس ارشد، شرکت صنایع هواپیماسازی ایران (هسا)، شاهین شهر، اصفهان، ایران  
4- کارشناس ارشد، دانشکده علوم پایه، دانشگاه هوایی شهید ستاری، تهران، ایران  
(دریافت مقاله: 1389/7/7 تاریخ پذیرش: 1389/10/11)

### چکیده

ضربه پذیری (میزان جذب انرژی ضربه) سازه زیرین بالگردها از جمله ملاحظات مهم در طراحی سازه این گونه وسایل پرنده می باشد. ضربه پذیری این قسمت از سازه، در میزان صدمات وارده به سرنشینان بالگرد در هنگام فرود اضطراری اهمیت ویژه ای دارد. در این پژوهش، به مهندسی مجدد قسمتی از سازه زیر صندلی خلبان یک نوع بالگرد چند منظوره با ماموریت دریایی به منظور بهبود خواص ضربه پذیری آن پرداخته شده است. سازه در نظر گرفته شده از جنس آلومینیوم بوده و بخشی از مجموعه صندلی خلبان است که در زیر صندلی قرار گرفته و اتصال صندلی خلبان به اعضای اصلی سازه بدنه بالگرد را برقرار می سازد. این قسمت، نقش بسیار مهمی در جذب ضربه در برخورد عمودی بالگرد با زمین یا سطح آب دریا دارد. در این راستا، ضمن شبیه سازی کامپیوتری خرابی در سازه جایگزینی مواد مرکب با مواد فلزی برای این سازه در نظر گرفته شده و تاثیرات آن بر روی ضربه پذیری و وزن مورد بررسی قرار گرفته است. سازه جایگزین از جنس مواد مرکب پلیمری طراحی و ساخته شده و مورد آزمایش عملی قرار گرفته است. نتایج آزمایش خرابی و شبیه سازی کامپیوتری بر روی سازه ساخته شده، نشان داده که این سازه جدید ضمن دارا بودن وزن پایین تر در مقایسه با سازه آلومینیومی، از خواص ضربه پذیری بهتری برخوردار است.

**واژه های کلیدی:** حداکثر ضربه پذیری، سازه زیرین بالگرد، مواد مرکب، معیار آسیب سر

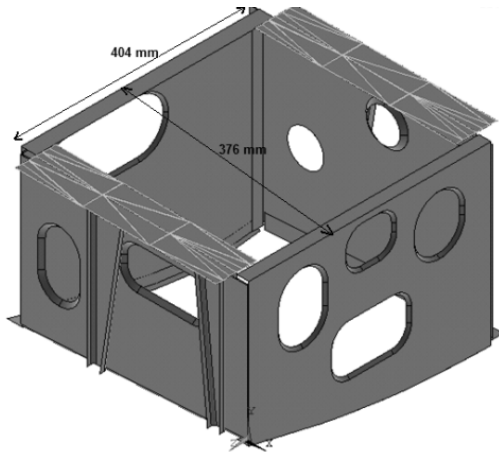
### مقدمه

وسيله پرنده بر روی سطح آب اتفاق افتد، به دلیل عدم عملکرد ارابه فرود، نقش سازه زیرین حساس تر می گردد [9]. امروزه استفاده از محاسبات عددی اجزای محدود به همراه آزمایش های تجربی منجر به ارائه طرح های مناسب و بهینه بر اساس ضربه پذیری در سازه های مختلف و از جمله سازه های هوایی گردیده است [10 و 11]. ناسا در سال 2002 به منظور بررسی رفتار بررسی یکپارچگی سازه بالگرد سیکورسکی آزمایشات ضربه پذیری بدنه کامل روی آن انجام داد [10]. همچنین مسئله فرود اضطراری بالگرد بر روی آب توسط انقیلری و همکاران به صورت تجربی و عددی بررسی شد [11]. در مراجع متعددی استفاده از مواد مرکب، به دلیل عملکرد خوب در جذب انرژی، در سازه زیرین هواپیما و بالگرد مورد توجه ویژه قرار گرفته است که برای نمونه می توان به مراجع

ضربه پذیری<sup>1</sup> و قابلیت جذب انرژی برخورد در سازه هواپیما و بالگرد یکی از الزامات طراحی برای ایجاد ایمنی لازم و افزایش شانس نجات سرنشینان در هنگام بروز سوانح و رویدادهای هوایی است [1]. بحث قابلیت ضربه پذیری باید از مراحل اولیه طراحی سازه های هوایی در نظر گرفته شود و نحوه جذب انرژی های برخوردی و عدم انتقال آن به سامانه های حساس هواپیما و یا بالگرد مشخص گردد [2]. در این میان سازه زیرین از اهمیت ویژه ای برخوردار است [3]. سازه زیرین<sup>2</sup> باید قابلیت جلوگیری از آتش سوزی، نشت سوخت، در هم پیچیدگی کابین سرنشینان، برخورد سرنشینان به سطوح خطرناک و استهلاک انرژی ضربه توسط سازوکار تغییر شکل (به همراه ارابه فرود و صندلی) را دارا باشد [4 - 8]. البته در مواردی که سقوط

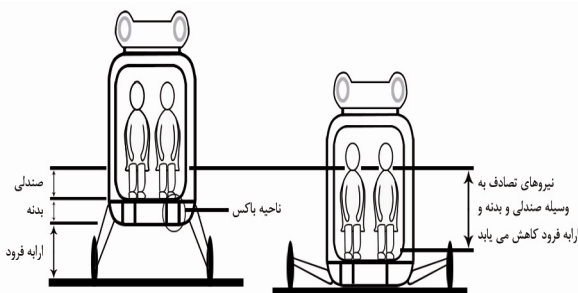
\* نویسنده پاسخگو، تلفن 021-64032174، پست الکترونیک: hrzmo2000@yahoo.com

بتواند بخش اعظم انرژی برخوردی را جذب و از انتقال ضربه به صندلی و دیگر سامانه‌ها (تا حد امکان) جلوگیری کند. لذا به دلیل اهمیت این موضوع، بخش زیرین صندلی برای مهندسی مجدد<sup>4</sup> و ارتقای قابلیت تحمل ضربه مورد توجه قرار گرفت.



شکل 2- زیر سازه کف بالگرد

این قسمت از سازه کف بالگرد از ماده آلومینیوم 7075 با شرایط عملیات حرارتی T6 بوده که از ورق‌های تقویت شده به وسیله پشت‌بند با ضخامت 1/6 میلی‌متر ساخته شده است. وزن این قسمت بدون صندلی 2/9 کیلوگرم می‌باشد.



شکل 3- سازوکار جذب انرژی در سازه بالگرد در ضربه عمودی [2]

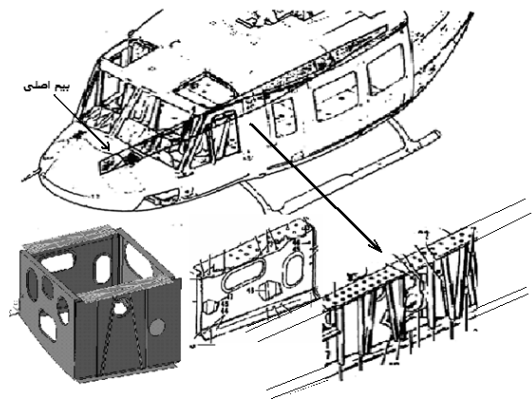
### طرح‌هایی از سازه‌ها بر اساس مفاهیم ضربه‌پذیری

#### الف) طرح‌های مبنی بر استفاده از فلزات

این‌گونه طرح‌ها بر اساس استراتژی مقاطع ضربه‌پذیر در سازه کف به‌منظور حفظ یک‌پارچگی سازه و همچنین بالا بردن استهلاک انرژی جنبشی در حین سانحه طراحی می‌گردند. با توجه به وظیفه سازه کف به عنوان بخش حمل‌کننده بارهای پروازی در فازهای مختلف، معمولاً در این گونه از طرح‌ها از دو

[12 - 14] اشاره کرد. تاهر و همکاران نشان دادند که استفاده از تیر اصلی کامپوزیتی در یک نوع بالگرد ضمن کاهش وزن سبب ارتقای ضربه‌پذیری زیر سازه آن نیز می‌شود [12]. همچنین ویگنراد و میشلسن نتایج طراحی و تولید زیرسازه یک نوع وسیله هواپیمای سبک از جنس مواد مرکب را ارائه نمودند [13]. مجامکی نحوه مدل‌سازی پروسه خرابی سازه کامپوزیتی باگرد یورو کوپتر را توسط نرم‌افزار المان محدود ام ای سی دایتران ارائه نمود [14]. سازه مورد نظر در این مقاله، قسمتی از مجموعه کف در قسمت جلوی بدنه یک بالگرد با ماموریت دریایی می‌باشد. مجموعه صندلی خلبان در بالای این قسمت بر روی یکی از ستون‌های طولی اصلی در قسمت کف (لانجرون) قرار داشته که به وسیله ریل به آن متصل می‌شود.

یک وجه از این سازه قسمتی از لانجرون اصلی<sup>3</sup> بالگرد بوده که از دماغه تا ناحیه عقب امتداد می‌یابد و به قسمت تیر برا و گیربکس اصلی متصل می‌گردد. در طول این لانجرون، دیواره‌های عرضی تعبیه شده که سطوح زیرین آن شکل‌دهنده سطوح خارجی سازه کف می‌باشد (شکل 1). سازه مورد نظر در اینجا متشکل از قسمتی از لانجرون در یک وجه و دو دیواره عرضی و یک قسمت پشتیبانی کننده است که موازی لانجرون اصلی بدنه بالگرد می‌باشد (شکل 2).

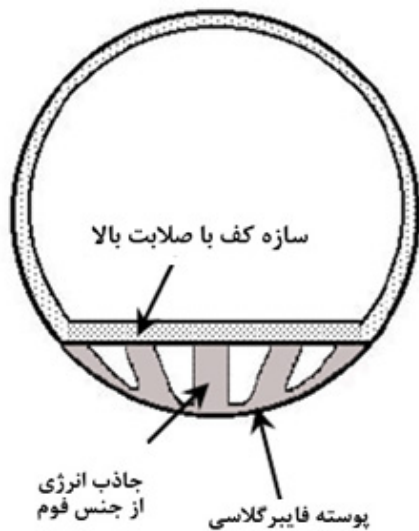


شکل 1- موقعیت سازه در نظر گرفته شده در بالگرد

در ضربات عمودی ناشی از برخورد سازه به زمین، تغییر شکل این قسمت به همراه مجموعه ارابه فرود و صندلی موجب جذب انرژی شده و احتمال نجات جان خلبان را افزایش می‌دهد (شکل 3)؛ لیکن اگر سطح مخرب به‌جای زمین، سطح آب باشد به دلیل عدم کارایی ارابه فرود، وضعیت بحرانی‌تر می‌گردد. در این شرایط سازه زیرین صندلی باید به‌تنهایی

**ب) طرح‌های مبنی بر استفاده از مواد مرکب:**

استفاده از مواد مرکب در جذب ضربه همواره مورد توجه خاص بوده و دلیل آن توانایی جذب انرژی، وزن پایین و راحتی ساخت می‌باشد. همچنین ترکیب مواد فلزی و مرکب نیز مورد استفاده می‌باشد. در شکل (6) نمونه‌ای از یک طرح مبنی بر استفاده از مواد مرکب لایه‌ای به همراه مواد پلیمری (از قبیل فوم) نشان داده شده است.



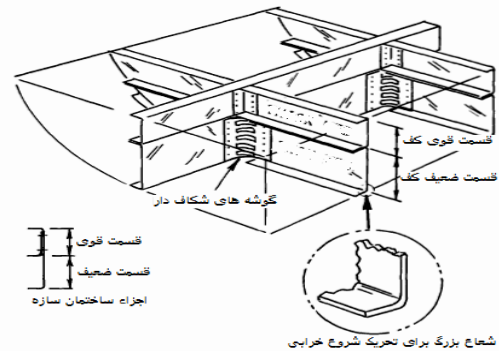
شکل 6- طرحی از سازه بر اساس قابلیت تحمل ضربه از کف [13]

**شناسایی وضعیت موجود**

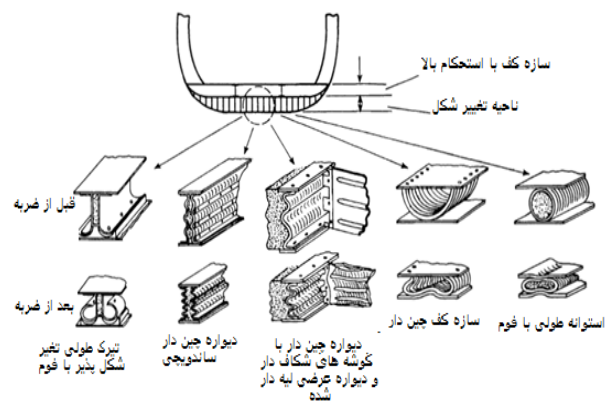
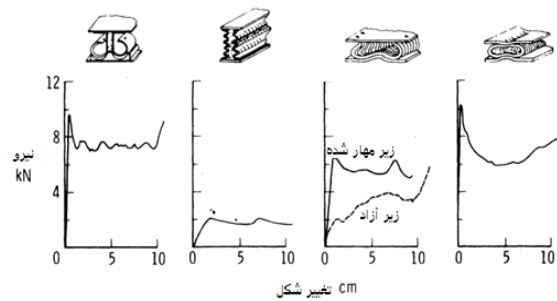
طی بررسی آمار سوانح بالگرد مذکور (موجود در کشور)، مشاهده گردید که طی 4 سانحه سقوط و انهدام، تنها قسمت سالم در قسمت جلو، سازه لانجرون بوده است. به گونه‌ای که در برخی موارد، کل قسمت جلو سازه به کلی تخریب شده، ولی این قسمت بدون تغییر شکل قابل توجهی سالم باقی مانده است. این امر بیانگر این موضوع است که این قسمت اساساً در جذب انرژی ضربه مشارکت نداشته و لذا انرژی برخورد را مستقیماً به صندلی خلبان منتقل می‌کند. این مشاهده موید آن است که باید قابلیت جذب انرژی سازه اتصال صندلی به لانجرون اصلی بالگرد مورد نظر، ارتقا یابد.

لذا با توجه به ظرفیت جذب انرژی بالا و آسانی ساخت و هزینه پایین مواد مرکب، در این پژوهش سازه زیرین آلومینیومی با استفاده از مواد مرکب جایگزین شده است. برای این جایگزینی، شناخت وضع موجود ضروری است. لذا

قسمت مستحکم و ضعیف مطابق شکل 4 استفاده می‌گردد. وظیفه قسمت مستحکم تحمل بارهای پروازی و حفظ یک‌پارچگی در هنگام برخورد و وظیفه قسمت ضعیف جذب انرژی ناشی از برخورد و حفظ شکل بیرونی سازه است. در شکل (5) نمونه‌هایی از طرح‌های پیشنهادی نشان داده شده است [11]. در این طرح‌ها، از روش‌هایی همچون ایجاد موج در پوسته، ایجاد شیار در پوسته، استفاده از فوم و مقاطع مختلف هندسی همراه با نتایج آزمایش‌های عملکردی نیرو - تغییر مکان ارائه گردیده است [11].



شکل 4- طرح سازه زیرین بر اساس مفاهیم ضربه‌پذیری [11]



شکل 5- نمونه طرح‌های سازه‌های ضربه‌پذیر [11]

بارگذاری ضربه‌ای روی سازه فلزی موجود شبیه‌سازی شده تا بتوان بر اساس اطلاعات به‌دست آمده، میزان ارتقای ضربه‌پذیری را تخمین زد. روش انتخاب شده برای مهندسی مجدد، بر اساس مقایسه دو طرح فلزی و ماده مرکب بر اساس قابلیت تحمل تنش، وزن، نحوه خرابی و فروریختگی سازه<sup>5</sup> و نهایتاً میزان جذب انرژی بر مبنای معیارهای مختلف می‌باشد.

### الف) مراحل انجام طراحی و ساخت

مراحل شامل: 1- مدل‌سازی سازه فلزی 2- تحلیل عددی ضربه‌پذیری سازه فلزی 3- انتخاب مواد و مدل‌سازی سازه ماده مرکب 4- تحلیل استاتیکی سازه ماده مرکب 5- تحلیل ضربه‌پذیری سازه ماده مرکب 6- انجام آزمایش خرابی بر روی نمونه ساخته شده از ماده مرکب 7- مقایسه و نتیجه‌گیری می‌باشد.

لازم به توضیح است که مواردی از قبیل تحلیل صلابت، کمانش، عمر خستگی و زوال ماده<sup>6</sup> در این تحقیق مورد بررسی قرار نگرفته است.

### ب) شبیه‌سازی بارگذاری ضربه‌ای در سازه فلزی

ابتدا قطعات سازه در یک نرم‌افزار اجزای محدود چند منظوره تجاری (ANSYS) مدل‌سازی شده و سپس مونتاژ گردیده و نهایتاً المان‌بندی شده است. مدل نهایی متشکل از تعداد 7215 عدد المان از نوع پوسته‌ای و 8017 گره می‌باشد. اتصالات و پرچ‌ها به وسیله نقطه جوش در نرم‌افزار مدل شده که بر اساس آن درجات آزادی گره‌های بهم پیوسته با یکدیگر پیوند خورده است.

در سازه کابین بالگرد، بارهای خمشی عمدتاً توسط تیر اصلی سازه کف کابین که لانجرون جزء بالایی سازه آن می‌باشد، تحمل می‌شود. بنابراین با توجه به موقعیت سازه (که در وسط کابین و منطبق بر لانجرون اصلی قرار داشته) تمامی بار بصورت خمشی در تحلیل استاتیکی به سازه اعمال گردید.

در تحلیل دینامیکی، فرض شده است که ضربه‌زننده‌ای با جرم 110 کیلوگرم (معادل بار وارد به سازه از سوی خلبان و صندلی در حین تصادف) با سرعت 8 متر بر ثانیه به مدل برخورد می‌کند (شکل 7). به‌منظور شبیه‌سازی هر چه بهتر از وضعیت تماس‌ها و جابجایی‌ها و اصطکاک بین ضربه‌زننده قطعه و زمین هر سه مورد مدل شده‌اند.

تعیین خصوصیات ضربه‌پذیری سازه (همان‌طور که قبلاً مورد بحث قرار گرفته است) در این شبیه‌سازی مدنظر بوده است. این خصوصیات شامل بیشینه شتاب وارده به وزنه، انرژی و زمان میرایی می‌باشد. نوع المان‌های ضربه‌زننده<sup>7</sup> و زمین از نوع سه‌بعدی شش‌وجهی بوده که رفتار ماده آن به‌صورت صلب تعریف شده است. سطوح تماس (بین قطعه و زمین و ضربه زننده) صاف در نظر گرفته شده است. معمولاً در سطوح صاف، مقدار ضریب اصطکاک بین 0/2 تا 0/3 در نظر گرفته می‌شود. در اینجا اصطکاک به دو صورت استاتیکی و دینامیکی لحاظ شده است.

در این شبیه‌سازی ضربه زننده از جنس فولاد در نظر گرفته شده و رفتار ماده مورد استفاده در سازه نیز (آلومینیوم آلیاژی 7075) از نوع الاستیک پلاستیک تعریف شده است. این شبیه‌سازی با استفاده از نرم‌افزار المان محدود صریح (LS-DYNA) انجام گرفته است. شبیه‌سازی با استفاده از المان پوسته‌ای مربعی در سازه باعث کاهش چشمگیر زمان محاسبه می‌گردد. شبیه‌سازی با استفاده از مدل مواد فلزی دارای خطاهای کمتری نسبت به مواد مرکب می‌باشد که این امر به دلیل یکنواخت بودن ماده و در نتیجه کم بودن پارامترهای وابسته به ماده می‌باشد.

نتایج حاصل از شبیه‌سازی نشان می‌دهد که انرژی جنبشی وزنه در طی 8 سانتی‌متر تغییر شکل سازه فلزی به‌طور کامل جذب می‌گردد. همچنین مشاهده شد که مکانیزم تغییر شکل در مدل فلزی از نوع کمانش کلی<sup>8</sup> است که در آن پشت بندهای مثلی شکل نقش عمده‌ای در ایجاد نیروی باز دارنده و جلوگیری از کمانش پیش رونده دارند. لذا وجود این پشت‌بندها از کمانش موضعی جلوگیری نموده و باعث کمانش کلی در پوسته‌های جانبی سازه و ایجاد بار بیشینه در حین تغییر شکل می‌گردد. نتایج شبیه‌سازی و نحوه توزیع تنش در حین تغییر شکل ناشی از ضربه در اشکال (7) و (8) نشان داده شده است.

### ج) جایگزینی مواد و مدل‌سازی سازه ماده مرکب

باتوجه به نتایج به‌دست آمده، ماده مرکب کربن اپوکسی (پارچه کربن بافته شده دو جهته) با زوایای یکسان صفر درجه و نسبت حجم الیاف 50 درصد که خواص نزدیک به آلومینیوم 7075 دارد انتخاب گردید. در جدول (1) خواص ماده کربن/اپوکسی و آلومینیوم 7075 مقایسه شده است.

جدول 1- مقایسه کربن و آلومینیم

نوع ماده	مدول ارتجاعی (GPa)	تنش خرابی کششی (MPa)	تنش خرابی فشاری (MPa)
Al 7075-T6	70	350	----
Carbon-Epoxy	55	577	400

نود درجه بوده که با توجه به ماهیت بارهای خمشی وارد شده به قطعه، مناسب به نظر می‌رسد. توجه شود که تنش‌های عمودی ایجاد شده در بارگذاری خمشی (که از بحرانی‌ترین تنش‌ها می‌باشند) منطبق به جهت صفر درجه در لایه‌ها می‌باشند که بهترین جهت برای تحمل تنش‌ها از لحاظ بار وارده است. نوع المان‌های استفاده شده در مدل ماده مرکب، همانند المان‌هایی استفاده شده در مدل فلزی از نوع المان پوسته بوده است.

در مدل‌سازی ماده مرکب در نرم افزار استفاده شده از معیار گسیختگی چانگ - چانگ<sup>9</sup> استفاده گردید. این معیار برگرفته شده از معیار هاشین می‌باشد که قابلیت بررسی رفتار غیر خطی برشی لایه‌های را داراست. خواص لایه‌ها در این مدل ماده پس از شکست کاهش یافته و خواص ماده تا شکست آخرین لایه کاهش می‌یابد. این امر به این معناست که اگر خرابی کششی یا فشاری ماتریس در ابتدا اتفاق بیافتد مدول در جهت عرضی و ضریب پواسان به صفر تقلیل می‌یابد در صورتی که مدول طولی و مدول برشی بدون تغییر باقی می‌مانند. معیارهای شکست براساس مولفه‌های تنشی به صورت زیر تعریف می‌گردد:

- در حالت خرابی کششی الیاف:

$$E_f^2 = \left(\frac{\sigma_{aa}}{X_t}\right)^2 + \lambda \left(\frac{\sigma_{ab}}{S_c}\right)^2 - 1 \quad (1)$$

که در آن  $\lambda$  فاکتور وزنی برای مولفه برشی است که از صفر تا یک تغییر می‌کند. در رابطه (1)، در صورتی که  $e_f^2$  مثبت شود بیانگر وجود خرابی است.

در این حالت بعد از وقوع خرابی، ضرایب سختی ماده به این مقادیر کاهش می‌یابند:

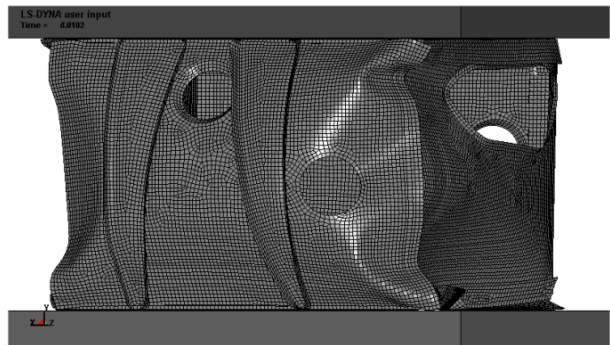
$$E_a = E_b = G_{ab} = \nu_{ab} = \nu_{ba} = 0$$

- در حالت خرابی فشاری الیاف:

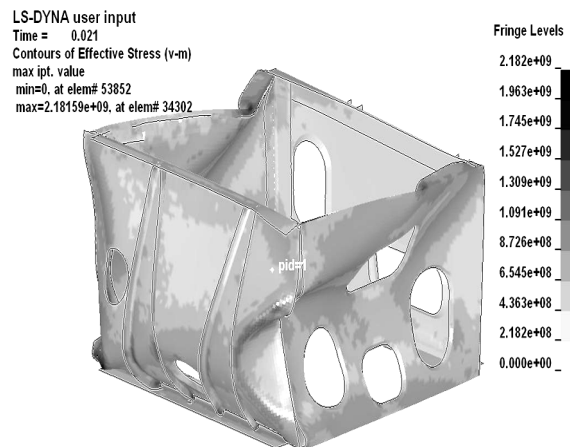
$$e_c^2 = \left(\frac{\sigma_{aa}}{X_c}\right)^2 - 1 \quad (2)$$

در رابطه (2)، در صورتی که  $e_c^2$  مثبت شود بیانگر وجود خرابی در اثر فشار روی الیاف است. که بعد از وقوع این خرابی، ضرایب سختی ماده به این شکل کاهش می‌یابند:

$$E_a = \nu_{ab} = \nu_{ba} = 0$$



شکل 7- سازه فلزی بعد از ضربه



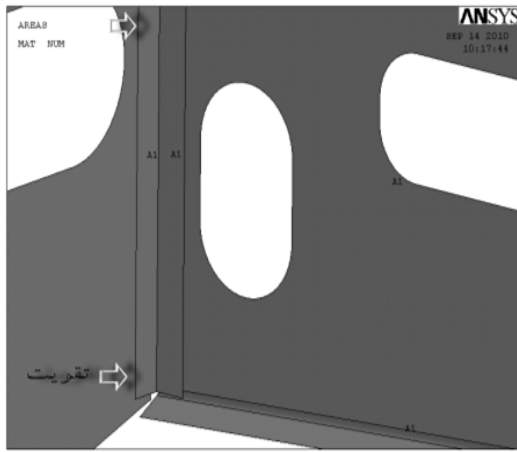
شکل 8- توزیع تنش فون میسز در حین ضربه در سازه فلزی

#### د) مدل‌سازی و شبیه‌سازی سازه ماده مرکب

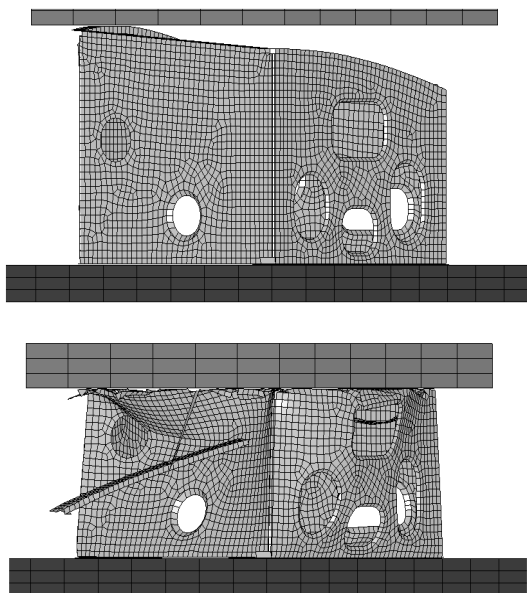
هندسه سازه ماده مرکب نیز شبیه سازه فلزی در نظر گرفته شده تا نصب و جایگزینی سازه جدید به آسانی انجام پذیرد. مدل سازه ماده مرکب نیز همانند مدل فلز ایجاد گردید. با این تفاوت که در آن به علت یکپارچگی قطعه، از نقطه جوش برای مدل نمودن اتصالات و پرچها استفاده نشده است. ماده مرکب از 8 لایه پارچه کربن دو جهته بافته شده تشکیل گردیده است. انتخاب تعداد لایه‌ها بر اساس بررسی‌های تحلیل استاتیکی صورت گرفته است. لایه‌بندی مدل ماده مرکب به صورت صفر و

### ه) ساخت نمونه

پس از به‌دست آمدن نتایج حاصل از شبیه‌سازی نمونه، قطعه سازه‌ای مورد نظر با استفاده از 8 لایه کربن / اپوکسی و تقویت کننده‌ها در مقاطع دیواره‌ها ساخته شد. بدین‌منظور ابتدا قطعه به‌صورت یک جعبه ساخته شد و سپس محل برش سوراخ‌های سبک‌سازی بر روی سطوح خارجی نمونه ایجاد گردید؛ پس از آن برش‌های لازم بر روی دیواره صورت گرفت و محل برش‌ها توسط 8 لایه پارچه الیاف کربن به‌صورت لبه‌های 45 درجه تقویت گردید. همچنین لبه‌های T شکل و L شکل نیز به صورت شکل (11) ساخته شده و در نهایت نمونه کامل گردید (شکل 12).



شکل 9- تقویت کننده‌های L شکل



شکل 10- شبیه‌سازی خرابی سازه ماده مرکب

در حالت خرابی در اثر کشش ماتریس، ترک ماتریسی ایجاد می‌شود که با رابطه زیر قابل پیش‌بینی است:

$$e_m^2 = \left(\frac{\sigma_{bb}}{Y_t}\right)^2 + \lambda \left(\frac{\sigma_{ab}}{S_c}\right)^2 - 1 \quad (3)$$

در رابطه (3)، در صورتی که  $e_m^2$  منفی باشد خرابی اتفاق نیافتاده است. بعد از خرابی تک لایه در این مد پارامترها به این شکل کاهش می‌یابد:

$$E_b = G_{ab} = \nu_{ba} = 0$$

در حالت خرابی فشاری ماتریس:

$$e_d^2 = \left(\frac{\sigma_{bb}}{2S_c}\right)^2 + \left[\left(\frac{Y_c}{2S_c}\right)^2 - 1\right] \frac{\sigma_{bb}}{Y_c} + \left(\frac{\sigma_{ab}}{S_c}\right)^2 \quad (4)$$

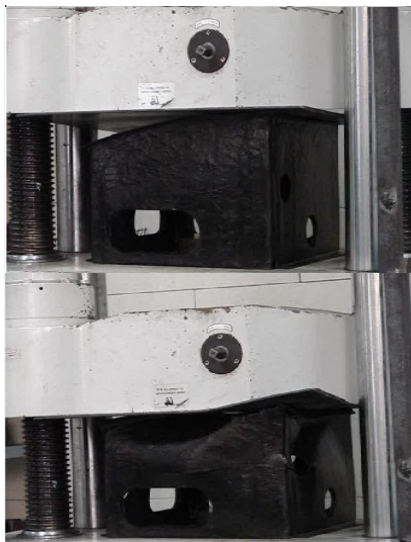
در رابطه (4)، مقادیر مثبت  $e_d^2$  بیانگر وجود خرابی است؛ که در این حالت بعد از وقوع خرابی، ضرایب سختی ماده به این مقادیر کاهش می‌یابند:

$$E_b = \nu_{ab} = \nu_{ba} = G_{ab} = 0$$

در روابط فوق  $\sigma_{aa}$  تنش در جهت الیاف،  $\sigma_{bb}$  تنش در جهت عرضی (عمود بر الیاف)،  $\sigma_{ab}$  تنش برشی در تک لایه،  $X_t$  استحکام کششی در جهت الیاف،  $X_c$  استحکام فشاری در جهت الیاف،  $Y_t$  استحکام عرضی کششی،  $Y_c$  استحکام عرضی فشاری،  $S_c$  استحکام برشی،  $E_a$  مدول ارتجاعی در جهت الیاف و  $E_b$  مدول ارتجاعی در جهت عرضی می‌باشند.

در فرایند تحلیل، در هرگام این عبارات یک به یک در هر لایه محاسبه شده و در صورت ارضاء شدن یکی از آنها در هر المان، ضرایب سختی مربوطه در آن المان تغییر می‌یابد. با تعریف کرنش خرابی فشاری و کششی در این مدل، پس از ارضاء معیار گسیختگی چانگ - چانگ می‌توان به کرنش خرابی المان را از جریان محاسبات حذف نمود. بعد از چندین مرتبه حل و انجام چند سری بهینه‌سازی، 4 تکه پروفیل L شکل در چهار طرف مدل مطابق شکل (9) اضافه گردید. خاصیت این پروفیل‌ها استحکام بخشی نواحی جذب ضربه و افزایش جذب انرژی و ایجاد خرابی کنترل شده می‌باشد. در شکل (10)، نحوه توسعه خرابی در مدل ماده مرکب تحت ضربه قابل مشاهده است. زمان وقوع خرابی به‌دست آمده در این شبیه‌سازی 22 میلی‌ثانیه و طول خرابی 10 سانتی‌متر بوده است.

خرابی، مواد مرکب بیشتر دچار پارگی الیاف شده باشند، پروسه خرابی را می‌توان مستقل از نرخ بارگذاری در نظر گرفت. ولی زمانی که مود غالب خرابی شکست ماتریس و یا جدایش بین لایه‌ای باشد، این فرایند متأثر از نرخ بارگذاری خواهد بود. نتایج آزمایش خرابی حاضر بیانگر این موضوع است که در نمونه مورد آزمایش بیشتر شکست و پارگی الیاف در اثر خمش دیواره‌ها به‌وجود آمده است. از طرف دیگر با توجه به اینکه سرعت شبیه‌سازی ضربه نیز 8 متر بر ثانیه می‌باشد و در این محدوده سرعت، خواص مواد وابستگی زیادی به نرخ کرنش ندارد. لذا در شکل 14 نمودار حاصل از آزمایش شبه استاتیکی با نتیجه شبیه‌سازی دینامیکی مقایسه شده است.



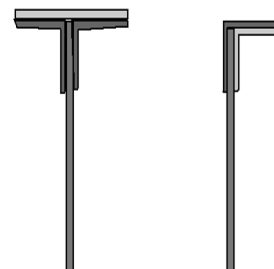
شکل 13- شکل آزمایش شبه استاتیکی

### (و) آزمایش خرابی بر روی نمونه ماده مرکب

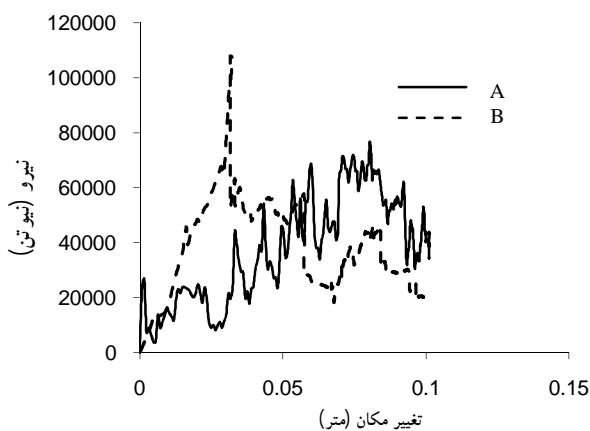
به‌منظور انجام آزمایش خرابی، از دستگاه آزمایش فشار یونیورسال با قابلیت بارگذاری تا 100 تن و با نرخ بارگذاری 80 میلی‌متر بر دقیقه استفاده شد. با توجه به سرعت ضربه و حساسیت کم ماده مرکب با لایه‌بندی استفاده شده به نرخ کرنش، بارگذاری در این آزمایش به‌صورت شبه استاتیکی بوده است. به‌دلیل بزرگ‌تر بودن قطعه از سطح فک دستگاه، ورق فولادی به ضخامت 5 میلی‌متر برای توزیع مناسب نیرو بر روی قطعه قرار داده شد. پس از تنظیمات لازم، آزمایش مطابق با شکل (13) صورت پذیرفت.

در طی بارگذاری قطعه نیرویی برابر با 5 تن را تحمل نموده و سپس علایم شکست در آن پدیدار گردید. در شکل (14)، نمودارهای نیرو - تغییر مکان حاصل از آزمایش و شبیه‌سازی نمایش داده شده است.

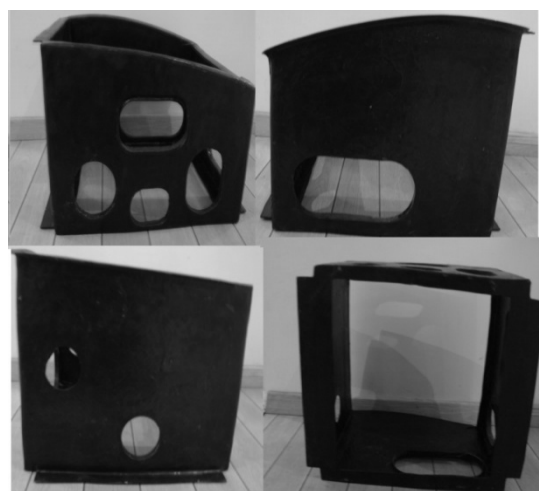
پر واضح است که مود خرابی ایجاد شده در مواد مرکب تعیین‌کننده وابستگی و یا عدم وابستگی پروسه خرابی آنها به نرخ کرنش می‌باشد. به‌عنوان مثال چنانچه در طی فرایند



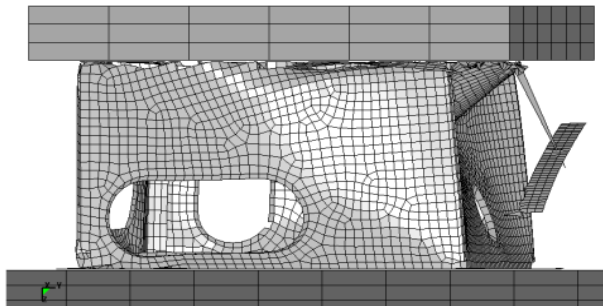
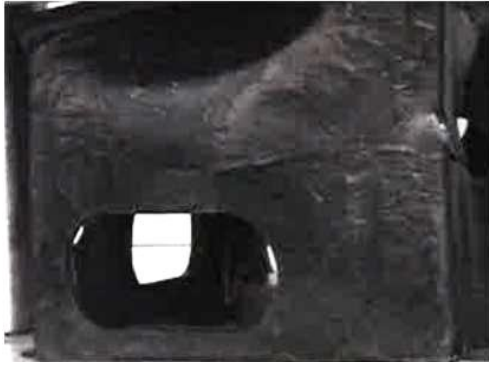
شکل 11- شکل لبه‌ها در مدل ساخته شده از ماده مرکب



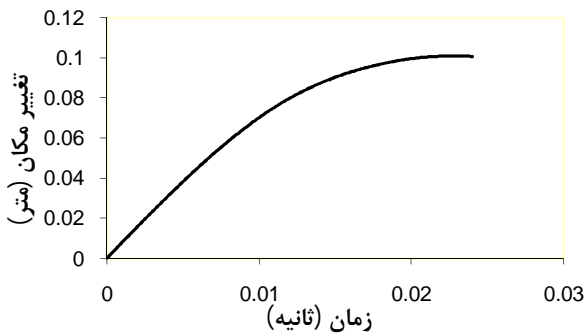
شکل 14 - نمودارهای نیرو - تغییر مکان حاصل از آزمایش (A) و حاصل از شبیه‌سازی (B)



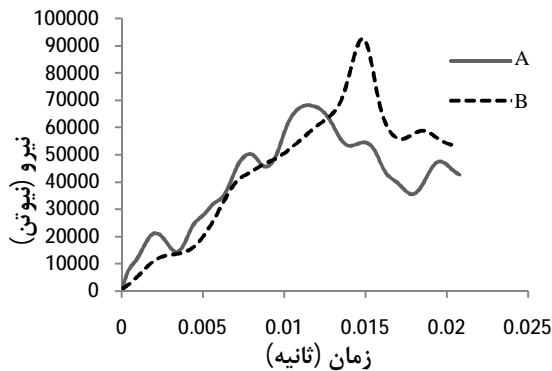
شکل 12- شکل نمونه آزمایش



شکل 16- مقایسه نحوه خرابی قطعه در شبیه‌سازی و آزمایش



شکل 17- تغییر مکان ضربه‌زننده در شبیه‌سازی



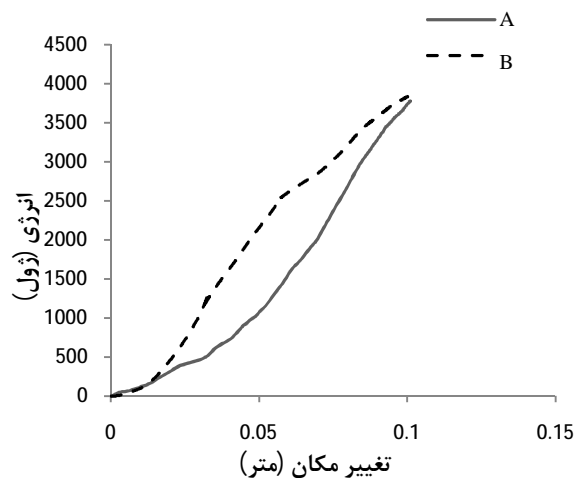
شکل 18- نمودار نیرو - زمان: شبیه‌سازی (A) و حاصل از آزمایش و شبیه‌سازی (B)

همچنین در شکل (15) انتگرال این نمودار که نشانگر انرژی جذب شده برحسب طول تخریب می‌باشد، ترسیم شده است. همان‌طور که در این شکل مشخص است، علی‌رغم اختلاف در نحوه تغییرات منحنی نیرو تغییر مکان، میزان جذب انرژی در شبیه‌سازی و آزمایش تطابق خوبی دارند.

در شکل (16) نیز نحوه خرابی شبیه‌سازی شده و آزمایش با یکدیگر مقایسه شده‌اند. همان‌طور که مشاهده می‌شود، در هر دو شکل، خرابی از بخش بالایی پدیدار شده و به تدریج به سایر نقاط گسترش پیدا می‌کند.

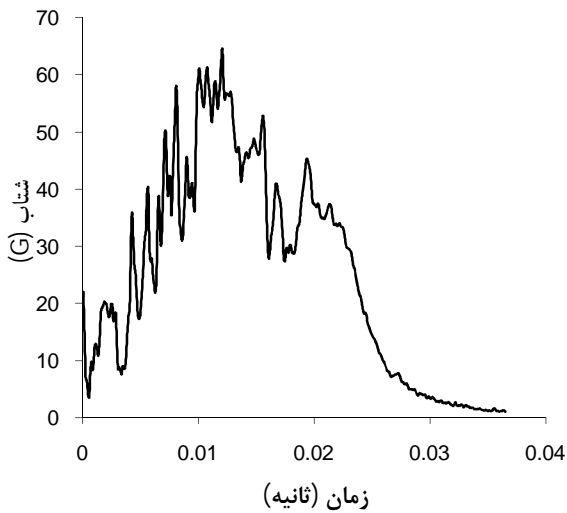
نتایج تجربی ارائه شده در شکل (15) نشان می‌دهد که 3776 ژول انرژی در طی 100 میلی‌متر طول خرابی توسط قطعه جذب می‌گردد. این طول خرابی برابر با 30% از ارتفاع کل قطعه می‌باشد. در شکل (17) نمودار تغییر مکان - زمان حاصل نشان داده شده است. در اینجا مشاهده می‌شود که کل فرایند خرابی در 22 میلی ثانیه اتفاق می‌افتد.

اگر فرض شود که آزمایش با سرعتی برابر آنچه در شبیه‌سازی انجام گرفت صورت پذیرد و تغییر مکان ضربه زننده همانند شکل (17) باشد (با توجه به شکل 15 و همسانی نمودار جذب انرژی در آزمایش و شبیه‌سازی) آنگاه با ترکیب نمودار شکل 14A (حاصل از آزمایش) و نمودار 17 (حاصل از شبیه‌سازی) نمودار نیرو - زمان همانند شکل 18B به دست می‌آید که نشانگر تطابق مناسب با نمودار حاصل از شبیه‌سازی محض (18A) می‌باشد.



شکل 15- انرژی جذب شده برحسب طول تخریب حاصل از آزمایش (A) و حاصل از شبیه‌سازی (B)





شکل 20- نمودار شتاب زمان در مدل ماده مرکب حاصل از شبیه‌سازی

#### مقایسه نمونه جدید نسبت به نمونه موجود

با مقایسه دو نمونه ماده مرکب و آلومینیومی با یکدیگر، نتایج زیر از لحاظ مهندسی مجدد انجام شده حاصل می‌گردد:

#### الف) مزایا

بهبود از لحاظ وزن

وزن مدل فلزی از جنس آلومینیوم 7075 برابر با 2/9 کیلوگرم بوده است؛ در حالی که وزن مدل از جنس الیاف کربن/اپوکسی (بدون استفاده از روش خلاء در ساخت) برابر با 2/5 کیلوگرم است.

بهبود از لحاظ اقتصادی

از مزایای اقتصادی می‌توان به زمان تولید کوتاه‌تر، نیروی انسانی کمتر، عدم نیاز به فرایندهای خم‌کاری و شکل‌دهی گرم و ماشینکاری شیمیایی، عدم نیاز به فرایند عملیات حرارتی و پرچ‌کاری و قیمت مواد خام ارزانتر نام برد. همچنین استفاده از وصله‌های چسبی هزینه تعمیرات و مدت زمان زمین‌گیر بودن بالگرد را کاهش می‌دهد.

بهبود از لحاظ طراحی استاتیکی و تعمیرات

در نمونه ماده مرکب امکان بهبود طراحی از طریق استحکام بخشی موضعی و اضافه کردن لایه‌ها بدون نیاز به سوراخ‌کاری نیز وجود دارد.

#### مقایسه معیار آسیب سر<sup>10</sup>

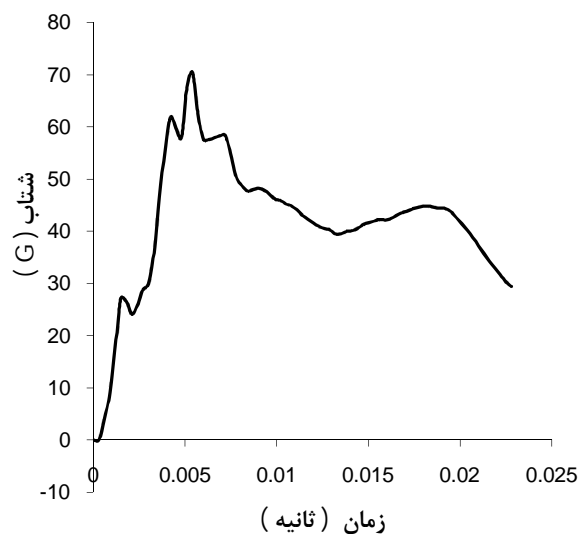
برای مقایسه معیار ضربه‌پذیری در طرح فلزی و ماده مرکب از معیار آسیب سر (HIC) استفاده شده است [15]. این معیار برای برآورد آسیب به سرنشینان حین تصادف در وسایل نقلیه همچون هواپیما و اتوموبیل استفاده می‌گردد که در اینجا تنها به منظور مقایسه دو طرح استفاده شده است.

معادله (5) نحوه محاسبه معیار آسیب سر را ارائه می‌کند.

در این رابطه  $t_1$  زمان شروع و  $t_2$  زمان پایان بر حسب ثانیه و در زمانی که بیشینه شتاب  $a(t)$  به سر وارد می‌شود که بر حسب شتاب G و نقطه اثر مرکز ثقل می‌باشد. برای اندازه‌گیری معیار آسیب سر، پس از تعیین نمودارهای زمان - نیرو حاصل از نتایج شبیه‌سازی دو نمودار شتاب - زمان به دست آمده است که بر اساس آنها برآورد معیار آسیب سر با استفاده از رابطه (5) در دو نمونه آلومینیومی و ماده مرکب میسر شده است. بر اساس دو نمودار (20) و (19)، مقدار عددی معیار آسیب سر در مدل ماده مرکب برابر با 186/6 و در مدل فلزی 237 محاسبه می‌گردد.

این مسئله بیان‌کننده این موضوع می‌باشد که نمونه ساخته شده از ماده مرکب از نظر جذب انرژی بهتر از نمونه فلزی بوده و شتاب مخرب کمتری نیز به خلبان وارد خواهد کرد.

$$HIC = \left\{ (t_2 - t_1) \left[ \frac{1}{t_2 - t_1} \int_{t_1}^{t_2} a(t) dt \right]^{2.5} \right\} \max \quad (5)$$



شکل 19- نمودار شتاب زمان در مدل فلزی حاصل از شبیه‌سازی

## ب) معایب

### تأثیر رطوبت

با توجه به ماموریت بالگرد مذکور بر فراز دریا نفوذ رطوبت می‌تواند باعث اثرات نامطلوب بر روی سازه‌های مواد مرکب گردد.

### خوردگی

اتصال لایه‌های کربن با فلزات باعث بوجود آمدن خوردگی در آنها می‌گردد که بایستی در این موارد از پوشش‌های جدا کننده و تدابیر موثر بهره گرفت.

### پیدایش ترک‌ها

پیدایش ترک‌های بین لایه‌ای یکی دیگر از معایب سازه‌های مواد مرکب می‌باشد که به دلیل اهمیت این ترک‌ها بازبینی‌های دوره‌ای نیاز می‌باشد و لیکن بازبینی کامل از قسمت‌های سازه به دلیل عدم دسترسی مشکل بوده و نیاز به تجهیزات مخصوص دارد.

### تأثیرپذیری محیطی

مواد مرکب به دلیل تاثیرپذیری شدید از محیط پیرامون خود احتیاج به شرایط انبارداری ویژه دارند که این مورد در اقتصادی نبودن تولید انبوه قطعات به دلیل نیاز به فضای مخصوص تأثیر می‌گذارد.

### عمر سازه

با گذشت زمان این مواد دچار دگرگونی شده و خواص مکانیکی و شیمیایی آنها تغییر می‌یابد (که این امر به پیری سازه ماده مرکب معروف است)؛ لذا بایستی آزمایشات تکمیلی تعیین عمر مواد در این مورد صورت پذیرد.

## بحث و نتیجه‌گیری

این پژوهش یکی از گام‌های اولیه در زمینه مهندسی مجدد و بهبود سازه زیرین بالگرد می‌باشد. از اهداف این پروژه دستیابی به خواص ضربه‌پذیری مناسب‌تر، وزن سازه کمتر و تولید اقتصادی‌تر و منطبق بر تکنولوژی ساخت موجود بوده است.

در این پژوهش ابتدا به شناخت سازه موجود مبادرت نموده و در این راستا تحلیل استاتیکی تحت بار خمشی بر روی زیر سازه مورد بحث صورت گرفت؛ با توجه به تحلیل تنش و

دیگر پارامترهای ضربه‌پذیری، زیر سازه‌ای از جنس ماده مرکب کربن/اپوکسی طراحی گردید. سپس این سازه نیز مورد شبیه‌سازی استاتیکی و ضربه قرار گرفت. در فرایند مهندسی مجدد سازه از روش مقایسه کمک گرفته شد تا بتوان با تغییر پارامترها و مقایسه آن با طرح فلزی به نتیجه مطلوب دست یافت.

رفتار ضربه‌پذیری دو مدل و معیار آسیب سر به عنوان معیارهای اصلی مقایسه مورد توجه قرار گرفت. لذا به‌منظور اطمینان از نتایج شبیه‌سازی ضربه، نمونه‌ای از سازه ماده مرکب ساخته شد و تحت آزمایش شبیه استاتیکی قرار گرفت. نتایج نشانگر بهبود و وضعیت ضربه‌پذیری سازه ماده مرکب می‌باشد. در این فرایند، وزن سازه ماده مرکب نسبت به وزن نمونه موجود کاهش یافته است. با توجه به مزایای ذکر شده برای نمونه جدید نتیجه می‌شود که تولید این سازه از جنس ماده کربن/اپوکسی دارای توجیه مناسبی است.

## پی‌نوشت

- 1 Crashworthiness
- 2 Floor structure
- 3 Central Longeron
- 4 Re-engineering
- 5 Structural collapse
- 6 Material Aging
- 7 Imapctor
- 8 Global buckling
- 9 Chang-Chang failuer criterion
- 10 Head injury criterion

## منابع و مراجع

- [1] US Department of Defence, "Light fixed and rotary wing aircraft crash resistance", MIL-STD-1290A(AV), 1988
- [2] , Z. Arvanitidis, S., "Development of Helicopter Crashworthiness Design Guidelines & Liffframe Analytical study", College of Aeronautics Cranfield University, 2007
- [3] Xue, P., Qiao, C.F., Yu, T.X., "Crashworthiness study of a keel beam structure", International Journal of Mechanical Sciences, Volume 52, Issue 5, May 2010
- [4] Jiang, W., Yang, J.L., "Energy-absorption behavior of a metallic double-sine-wave beam under axial crushing", Thin-Walled Structures, Volume 47, 2009

- [11] Anghileri, M., Castelletti, L., Francesconi, E., Milanese, A., Pittofrati, M., "Rigid body water impact-experimental tests and numerical simulations using the SPH method", International Journal of Impact Engineering, Article in Press, 2010
- [12] Taher, S.T., Mahdi, E., Mokhtar, A.S. Magid D.L., Ahmadun, F.R., Raj Arora, P., "A new composite energy absorbing system for aircraft and helicopter", Composite Structures, Volume 75, Issues 1-4, 2006
- [13] Wiggenraad, J.F., Michielsen, A.L., "Development of a crashworthy composite fuselage structure for a commuter aircraft", National Aerospace Laboratory, NLR, 2000
- [14] Majamäki, J., "Impact Simulations of a Composite Helicopter Structure with MSC. Dytran", Eurocopter Deutschland GmbH, 2002
- [15] Eppinger, R., Sun, E., Kuppa, S., "Development of Improved Injury Criteria for the Assessment of Advanced Automotive Restraint Systems" – II National Transportation Biomechanics Research Center (NTBRC), 2000
- [5] Fasanella, E.L., Boitnott, R.L., Lyle, K.Y., Jackson, K.E., "Full-scale crash test and simulation of a composite helicopter", Proceedings of the International Crashworthiness Conference ICRASH, London, UK, pp. 639-51, 2000
- [6] Giavotto, V., Caprile, C., Sala, G., "The design of helicopter crashworthiness", AGARD Proceedings of the 66th Meeting of the Structures and Material Panel Energy Absorption of Aircraft Structure as an Aspect of Crashworthiness, Luxembourg, pp. 1-9, 1988
- [7] Och, F., "Crashworthiness activities on MBB helicopters", AGARD Proceedings of the 66th Meeting of the Structures and Material Panel Energy Absorption of Aircraft Structure as an Aspect of Crashworthiness, Luxembourg, pp. 1-22
- [8] Dennis, F., Shanahan, A., "Basic Principles of Helicopter Crashworthiness", US Army Aeromedical Research Laboratory, 1993
- [9] Hughes, K., Campbell, J., Vignjevic, R., "Application of the finite element method to predict the crashworthy response of metallic helicopter under floor structure onto water", Cranfield University, UK, 2008
- [10] Karen, E., Jackson, E., Fasanella, L., Boitnott, R.L., "Occupant Responses in a Full-Scale Crash Test of the Sikorsky ACAP Helicopter", NASA/TM-2002-211733-ARL-TR-2735, 2002