

تحلیل عددی - تجربی آسیب در بال کامپوزیتی تحت خمش

تاریخ دریافت: ۱۴۰۱/۰۴/۱۸

تاریخ پذیرش: ۱۴۰۱/۱۱/۲۵

مهدی جعفر پور^۱، عبدالرضا کبیری عطاآبادی^{۲*}، حمید ربیعیان نجف آبادی^۳، امین قارایی^۴، حسین نجات بخش^۵

۱- کارشناسی ارشد مهندسی مکانیک، طراحی کاربردی، مجتمع دانشگاهی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، اصفهان

۲- دانشیار، مجتمع دانشگاهی مکانیک، دانشگاه صنعتی مالک اشتر، اصفهان، a.kabiri.at@mut-es.ac.ir

۳- دانشجوی دکتری هوافضا، سازه، دانشکده علوم و فنون نوین دانشگاه تهران، تهران

۴- دانشجوی دکتری مهندسی مکانیک، طراحی کاربردی، دانشگاه یزد، یزد

۵- دانشجوی دکتری مهندسی مکانیک، طراحی کاربردی، دانشگاه کاشان، کاشان

چکیده

هدف تحلیل عددی آسیب و تعیین استحکام نهایی سازه‌های بزرگ و در ابعاد واقعی از تحلیل‌های پیچیده و زمان‌بر است. لذا استفاده از مدل آسیب ساده و در عین حال دقیق از اهمیت خاصی برخوردار است. در این تحقیق به آزمایش و تحلیل عددی آسیب در سازه بال کامپوزیتی یک پرند خاص در مقیاس واقعی در بارگذاری خمشی پرداخته شد. جهت بررسی کامل تر نتایج تست، استخراج داده‌های بیشتر در مورد نحوه ایجاد آسیب و همچنین برآورد استحکام سازه، سازه بال با جزئیات سازه‌ای شامل اسپرها و ریب‌ها و همچنین تاثیر پیچ‌های اتصال در نرم‌افزار اجزا محدود آباکوس مدل‌سازی شد و مورد تحلیل آسیب با استفاده از زیربرنامه USDFLD قرار گرفت. این زیربرنامه پس از شروع آسیب، خواص مکانیکی را به صورت ناگهانی جهت شبیه‌سازی فرآیند رشد آسیب کاهش می‌دهد. بررسی نتایج تحلیل عددی و تجربی نشان داد که مدل آسیب استفاده شده با دقت مناسب می‌تواند رفتار مکانیکی سازه بال را شبیه سازی کند. از بررسی نتایج مشخص گردید که مدل عددی و سازه کامپوزیتی بال سفتی یکسانی دارند؛ ولی استحکام بال تحلیل شده کمتر از استحکام نهایی مشاهده شده در تست خمش می‌باشد. مقایسه نتایج کرنش سنج‌ها با نتایج حاصل از تحلیل آسیب نیز نشان می‌دهد مدل‌سازی سازه با جزئیات لایه چینی درست انجام شده و مدل آسیب نیز با دقت مناسب در نرم‌افزار اجرایی شده و رفتار سازه را پیش بینی می‌کند. لذا به نظر می‌رسد این مدل آسیب برای تحلیل آسیب سازه‌های کامپوزیتی واقعی و بزرگ با سرعت و دقت مناسب قابل استفاده است.

واژه‌های کلیدی: بال کامپوزیتی، آزمایش خمش، کرنش سنج، تحلیل آسیب، اجزا محدود

Numerical-experimental analysis of damage in a composite wing structure under bending

Mahdi Jafarpour¹, Abdulreza Kabiri Ataabadi², Hamid Rabiyeen Najafabadi³, Amin Gharaei⁴, Hossein Nejatbakhsh⁵

1 Graduated Student mechanical engineerin , Faculty of Engineering Malek Ashtar University of Technology, Esfahan

2 Associate Professor, Faculty of Engineering Malek Ashtar University of Technology, Esfahan, a.kabiri.at@mut-es.ac.ir

3 PhD student in aerospace engineering, Faculty of New Sciences and Technologies, University of Tehran, Tehran, Iran

4 PhD Student mechanical engineering, Faculty of Engineering, Yazd University, Yazd, Iran

5 PhD Student mechanical engineering, Faculty of Mechanical Engineering, University of Kashan, Kashan, Iran

Abstract

Numerical analysis of damage of large structures in real dimensions is a complex and time-consuming analysis. Therefore, it is important to use a simple and accurate damage model. In this research, the test and numerical analysis of damage in the composite wing structure of an airplane in real scale in bending loading was done. For a more complete review of the test results, extracting more data about the way of causing damage and also estimating the strength of the structure, the wing structure including spars and ribs, as well as the effect of fabric patches in the finite element software ABAQUS was modeled and subjected to damage analysis using USDFLD subroutine. After the initiation of damage, this subroutine reduces the mechanical properties suddenly. Examining the results of numerical and experimental analysis showed that the used damage model can accurately simulate the mechanical behavior of the wing structure. From the results, it was found that the numerical model and the composite wing structure have the same stiffness; but the strength of the analyzed wing is lower than the final strength observed in the bending test. Comparing the results of the strain gauges with the results of the analysis also shows that the modeling of the structure with the layup details is done correctly and the damage model is implemented with appropriate accuracy in the software. Therefore, it seems that, this damage model can be used for damage analysis of real and large composite structures with appropriate speed and accuracy

Keywords: Composite wing, Bending test, Strain gauge, Damage analysis, Finite element



۱. مقدمه

مدل سازی و تحلیل سازه‌های مختلف هواپیماها، از مهمترین مسائل صنعت هواپیمایی می‌باشد. طراحی بال از اولین اقدامات در طراحی یک هواپیما به حساب می‌آید و این قسمت از هواپیما قبل از بدنه، دم و دیگر اجزای هواپیما طراحی می‌شود. با توجه به نقش اساسی بال در تولید نیروی برآ، طراحی و تحلیل آن یکی از اصلی‌ترین موضوعاتی است که یک طراح هواپیما با آن درگیر است. تطابق آزمون خمش و آنالیز عددی بال به جهت نشان دادن استحکام بال و چگونگی رفتار و تغییر شکل های سازه بر اساس بارگذاری از اهمیت زیادی برخوردار می‌باشد. در سال ۲۰۰۱ گزارشی توسط شرکت بویینگ منتشر گردید که نحوه ساخت و لایه چینی و پخت و مونتاژ را شرح داد. در این تحقیق سازه ساخته شده توسط جک و کلمپ طراحی شده تحت آزمون خمش قرار گرفته و استحکام بال به دست آورده شد [۱]. سالیوان در سال ۲۰۰۹ کامپوزیتی مربوط به یک پهپاد را با استفاده از بارگذاری درختی تحت آزمون خمش قرار داد و نتایج را با نتایج تحلیل عددی مقایسه نمود. بررسی‌ها نشان از تطابق قابل قبول نتایج آزمون و تحلیل عددی داشت و این نتیجه حاصل گردید که بال با توجه به وزن پایین از استحکام بالایی برخوردار است [۲]. گانت در سال ۲۰۱۰ در پژوهشی یک بالک کامپوزیتی کوچک را بر اساس طرح‌های موجود مربوط به هواپیمای آزمایشی طراحی نموده و پس از ساخت، تست استاتیکی و دینامیکی انجام داد. بال نمونه با همان جنس و روند ساخت بال اصلی ساخته شد. آزمون استاتیکی با اعمال بار آیرودینامیکی معادل به سازه بال انجام شد و با استفاده از کرنش سنج، کرنش‌ها اندازه‌گیری

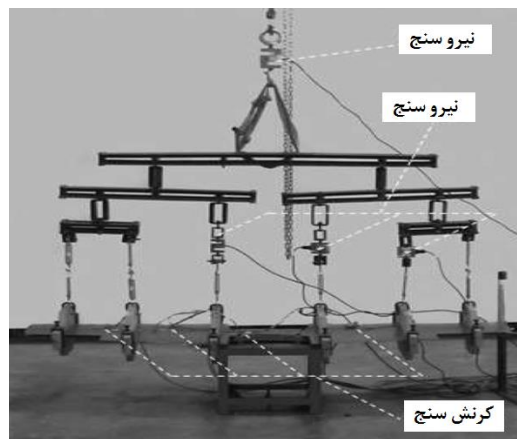
گردید. بررسی داده‌ها نشان داد که تنش‌های وارد به اسپار منطبق بر انتظارات طراحی است در حالی که اختلاف و عدم همگرایی در توزیع تنش‌های ریب‌ها و پوسته با مدل طراحی شده وجود دارد [۳]. بیبین و همکارانش در سال ۲۰۱۲ با مدل سازی بال متشکل از تیرک‌های طولی و تیغه‌های عرضی، تحلیل تنش و فلاتر را برای این نوع بال در نرم‌افزار اجزا محدود انجام دادند [۴]. بروس رافین رز در پژوهشی در سال ۲۰۱۷ تحلیل شکست در ساختار کامپوزیتی اسپار با توجه به اثرات بارهای خمشی و اثرات آیرودینامیکی را برای کامپوزیت کربن-اپوکسی و شیشه-اپوکسی مورد بررسی قرار داد. تحلیل شکست ناشی از ترک در نرم‌افزار آباکوس و با استفاده از روش XFEM انجام شد. نتایج حاصل از تحلیل، نشان داد که سرعت انتشار ترک در کامپوزیت‌های مختلف متغیر است [۵].

در سال ۲۰۱۶ فلورت و همکاران، اسپار هیبریدی با ساختاری پیچیده را طراحی و سپس با طراحی استند خمش چهار نقطه‌ای، اسپار را تحت آزمون خمش قرار دادند [۶]. در پژوهشی دیگر که در سال ۲۰۱۶ توسط یانگ انجام شد، ویژگی‌های استحکامی و تغییر شکل یک بال کامپوزیتی هواپیمای دو نفره با موتور الکتریکی و با باتری لیتیوم یون با آزمون خمش استاتیکی، مورد بررسی قرار گرفت. برای به دست آوردن نتایج دقیق کلیه اتصالات به صورت المان پیوسته مدل شد. پس اعمال شرایط مرزی و بارگذاری، نتایج با مقادیر واقعی مقایسه گردید. در آزمون استاتیکی از کرنش سنج برای اندازه‌گیری کرنش و در نهایت فتوگرافی برای بررسی عیوب سطحی استفاده شد [۷].

پورعبدالله و همکاران در سال ۱۳۹۷،



معیارهای آسیب پاک، سای-وو و سان را با استفاده از زیربرنامه UMAT در نرم افزار آباکوس پیاده سازی کردند. پس از شبیه سازی بال هواپیما، با استفاده از سه معیار فوق مناطق آسیب دیده و نقاط بحرانی بال مشخص شده و در نهایت، نتایج حاصل از شبیه سازی عددی با نتایج تجربی مقایسه و اعتبارسنجی گردید. مقایسه نتایج عددی و عملی نشان داد نتایج پیش بینی معیار آسیب پاک به نتایج عملی نزدیکتر بوده و برای پیش بینی آسیب در آزمون بارگذاری بال هواپیما مورد اطمینان بیشتری است (شکل ۱) [۸].



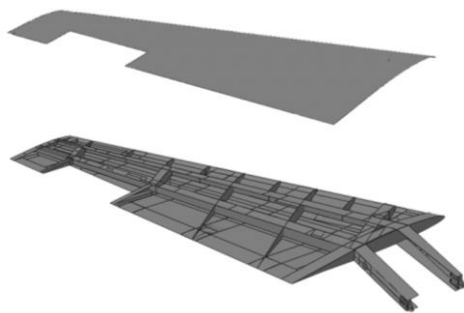
شکل ۱. آزمون خمش بال کامپوزیتی [۸]

در این تحقیق سازه بال یک پرندۀ خاص پس از طراحی و ساخت تحت آزمون خمش قرار گرفته و نتایج مربوطه بررسی شد. در این راستا سازه بال در نرم افزار آباکوس مدل سازی شد و مشابه شرایط آزمون خمش مورد تحلیل آسیب قرار گرفت. تحلیل آسیب بر مبنای مدل آسیب هاشین با رفتار کاهش خواص ناگهانی که در زیر برنامه USDFLD پیاده سازی شده است انجام شد. در انتها نیز نتایج تجربی و عددی مقایسه شده و نواحی بحرانی سازه مشخص گردید. در سال ۲۰۲۲ مقایسه ای بین شش مدل المان محدود در زمینه طراحی و بهینه سازی در علم و

فناوری اروپا (cost) انجام شد. شش گروه از کشورهای مختلف درگیر در این پروژه، نقشه سازه، خواص مواد، بارگذاری و شرایط مرزی را دریافت کردند و هر یک بر اساس پیشینه و تجربه خود در تحلیل عددی یک مدل اجزاء محدود ایجاد و یک پیش بینی از رفتار ساختاری بال انجام دادند. نتایج عددی ارائه شده با داده های آزمایش تجربی در دانشگاه کاردیف مقایسه گردید [۹].

۲. مشخصات سازه بال کامپوزیتی

بال کامپوزیتی مورد بررسی با پیکربندی باریک شونده دارای دو اسپار C شکل و هفت ریب نیرویی و تعدادی ریب غیر نیرویی می باشد که هر کدام بر اساس برآورده کردن نیازی خاص، برای سازه در نظر گرفته و در ساختار سازه بال قرار داده شده است. سازه بال ۸۰ درصد از جنس الیاف کربن ساخته شده است (شکل ۲).



شکل ۲. مدل سازی اجزای بال کامپوزیتی در نرم افزار آباکوس

پوسته بال از الیاف کربن دو جهته (بافته شده) و جان اسپار نیز از الیاف کربن دوجهته و تک جهته با رزین اپوکسی ساخته شده است. ریب های نیرویی بر اساس نوع باربری و وظیفه ای که دارند، علاوه بر استحکام در برابر بارهای برشی، بایستی بتوانند در برابر گشتاور خمشی نیز به اسپار کمک کنند. جان ریب ها از الیاف کربن

۲-۲. لایه چینی و جنس اسپار

این بال دارای دو اسپار C شکل که شامل الیاف کربنی T300 تک جهت و دوجته و هسته فومی با ضخامت ۵ میلی متر می باشد که در نرم افزار آباکوس مدل سازی و چیدمان لایه ها انجام گردید (شکل ۵).

لایه چینی اسپار جلویی به شرح زیر می باشد:

Cap-up: $[\pm 45_2, 0_7, \pm 45_2, \bar{0}_7]_S$

Web:

$[\pm 45_2, \text{PVC foam } 7055(5\text{mm}), \pm 45_2]$

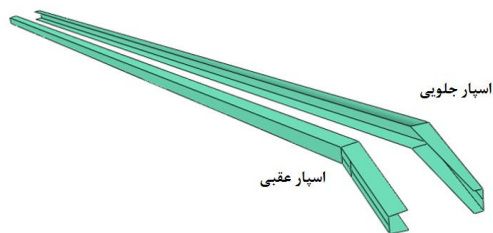
Cap- bottom: $[\pm 45_2, 0_5, \pm 45_2, \bar{0}_5]_S$.

لایه چینی اسپار عقبی به شرح زیر می باشد:

Cap-up: $[\pm 45_2, 0_5, \pm 45_2, \bar{0}_5]_S$

Web: $[\pm 45_{15}]$

Cap- bottom: $[\pm 45_2, 0_3, \pm 45_2, \bar{0}_3]_S$



شکل ۵. مدل اسپار

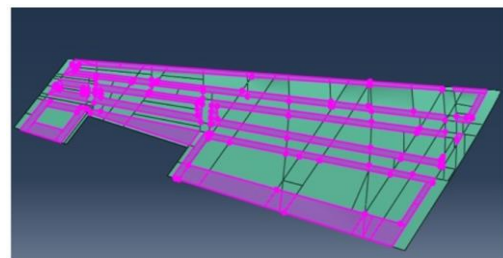
۲-۳. لایه چینی و جنس ریب ها

این بال شامل ۷ ریب نیرویی است که ساختار دیواره جان تیرها و کپها متفاوت می باشد، در تصویر زیر جایگاه این ریبها در بال مشخص شده است. مابقی ریبها هم که وظیفه جلوگیری از کمانش را دارند از جنس شیشه اپوکسی و فوم ساخته شده اند که توسط نرم افزار آباکوس ساختار و لایه چینی ریبها تعریف شده است. لایه چینی نواحی مشخص شده در شکل ۶ عبارت است از:

دوجته و رزین اپوکسی و کپ اسپارها هم از الیاف کربن دوجته و تک جهت و رزین اپوکسی ساخته شده است. ریبهای دیگر علاوه بر اینکه وظیفه شکل دهی به پوسته بال را دارند با قرارگیری در جهت جریان باد باید بتوانند در برابر بارهای برشی از استحکام کافی برخوردار باشند. جان این ریبهای غیرنیرویی و نوع سازه ساندویچی با پوسته شیشه/ اپوکسی و هسته فومی می باشد. مدل بال با استفاده از نرم افزار CATIA به ترسیم و سپس در نرم افزار آباکوس بارگذاری گردید.

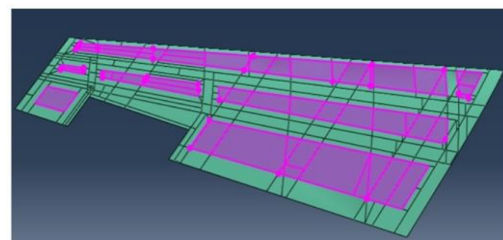
۲-۱. لایه چینی و جنس پوسته

پوسته بال از الیاف کربنی T300 دوجته و هسته فومی با ضخامت ۵ میلی متر مدل سازی و سپس در نرم افزار آباکوس چیدمان لایه ها انجام گردید (شکل ۳ و شکل ۴).



Skin layout: $[\pm 45_2, 0/90, 0/90, \pm 45_2]$

شکل ۳. پوسته بال کامپوزیتی به همراه لایه چینی پوسته بال برای نواحی بنفش رنگ در حاشیه ها

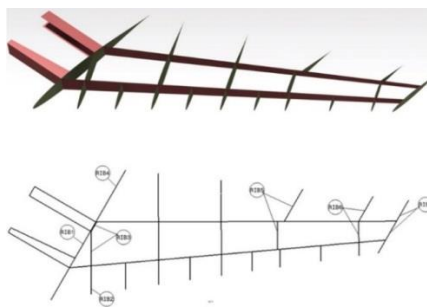


Skin layout: $[\pm 45_2, 0/90, \text{PVC foam } 7055(5\text{mm}), 0/90, \pm 45_2]$

شکل ۴. پوسته بال کامپوزیتی همراه با لایه چینی مشخص شده برای نواحی بنفش رنگ در نواحی با هسته فومی

۳. بارگذاری و شرایط تکیه‌گاهی

جهت اعمال بارهای آیرودینامیکی معادل به سازه بال از سیستم بارگذاری شاخه‌ای استفاده می‌شود. پس از معادل سازی بار آیرودینامیکی با بارهای متمرکز و به دست آوردن مقدار و مکان آن‌ها، سیستم شاخه‌ای طراحی می‌گردد. مبنای طراحی شاخه‌های سیستم بر دو اصل تعادل نیرویی و گشتاوری حاکم است. بر مبنای همین دو اصل، طول مجهول شاخه‌ها به دست خواهد آمد. رعایت اصول تعادل نیرویی و گشتاوری با آزادی حرکت بازوهای باربر سیستم نسبت به یکدیگر تامین می‌شود. بنابراین هر شاخه در محل اتصال به شاخه فوقانی کاملا آزادی حرکت دارد. کل مجموعه شاخه‌ها به سیستم اعمال بار متصل خواهند شد. در محل اتصال زیرشاخه‌ها به بال نیروسنج استفاده می‌گردد تا در طول روند آزمون، بارهای متمرکز در مقاطع مختلف به دقت ثبت گردند. برای اینکه آزمون بال بایستی بتواند الزامات استاندارد IDS778 را برآورده کند مرحله و به صورت تدریجی بارگذاری تا شکست بال ادامه پیدا می‌کند و در هر مرحله خیز و تغییرات بال به دقت ثبت می‌گردد. توزیع بال آیرودینامیک روی بال به صورت سه بعدی است. در محاسبات با تقریب نزدیک به واقعیت این توزیع به صورت دو بعدی در خط ۴/۱ کورد بال در نظر گرفته می‌شود. تخمین بیضوی و دوزنقه دو تخمین رایج هستند که شرنک^۱ و همکاران با میانگین گیری از این دو به تخمین بهتری رسیده‌اند. در این تحقیق از تئوری شرنک استفاده شده است. معادل سازی بارهای آیرودینامیکی با بارهای متمرکز، در نتیجه‌ی توزیع فشار پیرامون بال می‌باشد. با تعیین بارهای متمرکز محاسبه بارگذاری درختی انجام شده و سپس سیستم



شکل ۶. نمایی از محل ریب های نیرویی

Web (RIB1):

$[\pm 45_6, \text{PVC foam 7055 (5mm)}, \pm 45_2]$

Web (RIB2& RIB3):

$[\pm 45_6, \text{PVC foam 7055 (5mm)}, \pm 45_2]$

Web (RIB4): $[\pm 45_6]$

Web (RIB5& RIB6):

$[0/90, 0/90, \pm 45_2, 0/90,$

$0/90, \pm 45_2, 0/90, 0/90, \pm 45_2]$

Web (RIB7):

$[0/90, 0/90, \pm 45_2, 0/90, 0/90, \pm 45_2]$

Web (RIBS): $[\text{GL BD, PVC 7055 (5mm)},$

$\text{GL BD, PVC foam 7055 (5mm)}, \text{GL BD}]$

کپ مربوط به ریب‌ها در بعضی نواحی مشترک می‌باشند. ساختار چیدمانی لایه‌ها به این صورت می‌باشد که ابتدا ریب‌ها و سپس اسپار قرار دارد، برای اتصال آنها به پوسته علاوه بر چسب از سه لایه کربن استفاده می‌شود. شایان ذکر است که ابتدا ریب ۳ و سپس ریب ۱ و بعد کپ مربوط به اسپار قرار دارد.

Cap (RIB1): $[0_5, \pm 45_2, 0_7, \pm 45_2, 0_7, \pm 45_2]$

Cap (RIB2& RIB3): $[\pm 45_2, 0_7, \pm 45_2]_s$

Cap (RIB4): $[0_5, \pm 45_3, 0_5, \pm 45_3]$

Cap (RIB5& RIB6):

$0/90, 0/90, \pm 45_2, 0/90,$

$0/90, \pm 45_2, 0/90, 0/90, \pm 45_2]$

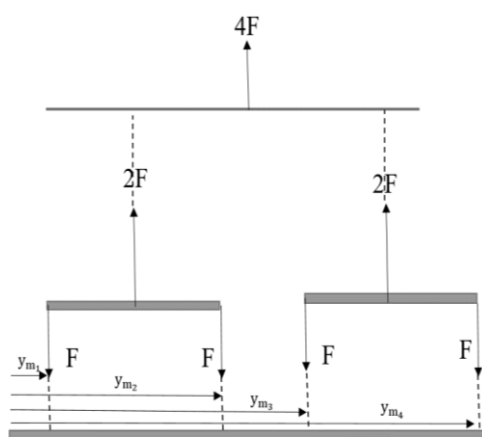
Cap (RIB7):

$[0/90, 0/90, \pm 45_2, 0/90, 0/90, \pm 45_2]$

۳-۱. شاخه‌های درخت بار

شاخه‌ها بایستی به گونه‌ای طراحی شوند که بتوانند ۴ نیروی یکسان به ۴ مقطع وارد کند و در هر مرحله بارگذاری باید در این ۴ نقطه تساوی نیرویی برقرار شود. علاوه بر دقت بالا یکی از محاسن استفاده از روش تساوی انتگرالی تساوی نیروهای شاخه‌هاست. این تساوی باعث می‌شود که لولای هر شاخه در وسط آن قرار گیرد (شکل ۸). این کار دو حسن دارد:

- قبل از بارگذاری شاخه‌ها در تعادل هستند.
- اگر اتصال لولایی در وسط نباشد وزن شاخه یک لنگ ایجاد می‌کند که این لنگ باید در محاسبات شاخه‌ها وارد شود.

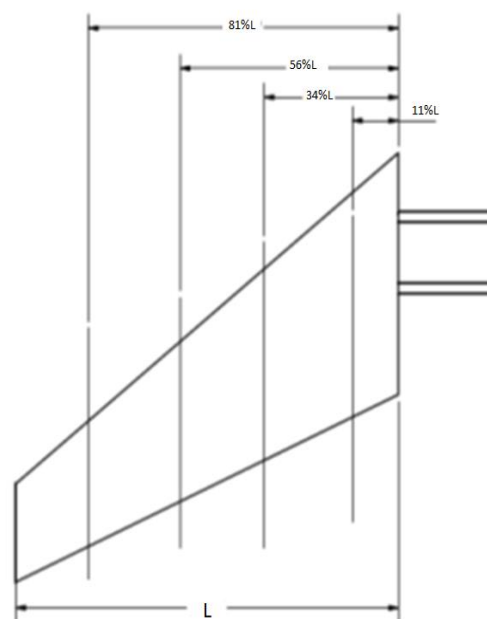


شکل ۸. بارگذاری درختی

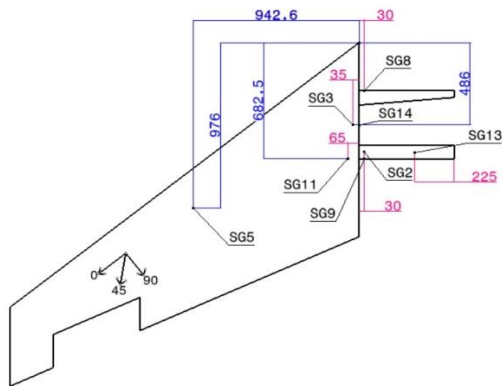
محور جک بالایی که نیروی اصلی را به شاخه‌ها وارد می‌کند باید از مرکز آیرودینامیک بال بگذرد (شکل ۹). محل این مرکز را می‌توان از رابطه (۱) میانگین y_m ها (فاصله پنل‌ها تا ریشه بال) به دست آورد:

$$Y_{A.C} = \sum_{i=1}^n y_{m_i} / n \quad (1)$$

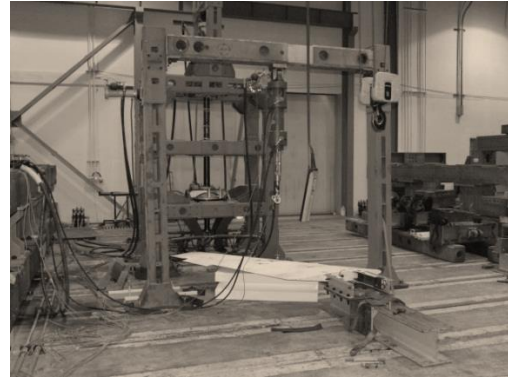
بارگذاری شاخه‌ای طراحی می‌گردد [۱۰]. در پژوهش حاضر، جهت انتقال بار آیرودینامیکی که به صورت بار گسترده به بال وارد می‌شود برای کاهش تجهیزات و هزینه‌ها از نتایج تحقیق ربیعیان و همکاران [۱۱] استفاده شد و ۴ مقطع به عنوان انتخاب مناسب برای بارگذاری انتخاب گردید. در این روش، خطای تنش واقعی در محل‌های بین نقاط اعمال نیرو از ۰ تا ۵ درصد متغیر خواهد بود به طوری که در وسط دو نقطه بارگذاری خطا صفر است. در نقطه‌ای کردن بارگذاری از روش تقسیم طول بال بر اساس نواحی انتگرال استفاده شد و محل‌های بارگذاری به طوری محاسبه گردید که در هر نقطه بارگذاری، نیروی F و در مجموع نیروی ۴ نقطه‌ای وارد شود. محل دقیق بارگذاری روی بال با ۴ مقطع بارگذاری مطابق شکل ۳، از ۸۱٪ و ۵۶٪ و ۳۴٪ و ۱۱٪ طول قسمتی از بال که پوسته دارد می‌باشد [۱۱].



شکل ۷. محل مقاطع اعمال نیرو در درخت ۴ نقطه‌ای



شکل ۱۱. موقعیت نصب کرنش سنچها (ابعاد بر حسب میلیمتر است)



شکل ۹. تنظیم محل جک اعمال نیرو با مرکز آیرودینامیک بال با خطای کمتر از ۱٪

۳-۲. محل نصب کرنش سنچها

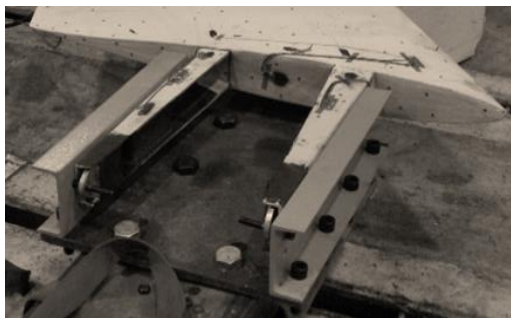
محل نصب کرنش سنچها بر اساس نقاط حساس طراحی در نواحی مربوطه انتخاب شده است. لذا بر اساس سوئیچ بال و محل نصب اسپار برای بررسی کرنشهای طولی در راستای محور اسپار کرنش سنچهایی نصب شده است. کرنش سنچهای نصب شده در محل ریبها هم بر اساس نیروی محوری کپ ریب به صورت تک جهت استفاده شده است. از طرفی کرنش سنچهای نصب شده بر روی دیواره ریب به علت نیروهای برشی وارده و کرنش سنچهای پوسته بر اساس پنل‌های بحرانی پوسته تخت و اعمال بارهای برشی به صورت سه جهت نصب شده است. شکل ۱۰ سازه بال را همراه با کرنش سنچهای نصب شده و شکل ۱۱ موقعیت نصب آنها را نشان می‌دهد.



شکل ۱۰. کرنش سنچها نصب شده بر روی بال

۳-۳. شرایط تکیه گاهی

مطابق با طراحی انجام شده هر اسپار بال از دو نقطه به فریم بدنه ثابت می‌شود. این دو نقطه بر روی سازه تکیه گاه، ثابت در نظر گرفته شد و این سازه نیز به زمین ثابت گردید (شکل ۱۲).

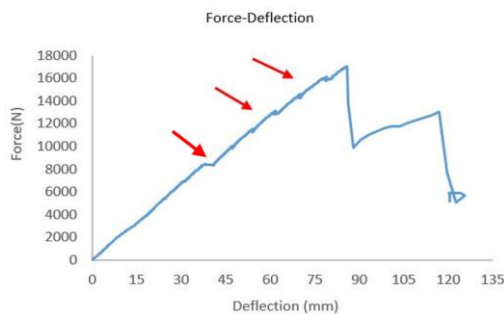


شکل ۱۲. نحوه اتصال بال به سازه تکیه گاه

۴. نتایج تست خمش بال

سازه بال با شرایط تکیه گاهی و بارگذاری معرفی شده در بخش های قبل تحت بارگذاری خمشی تا لحظه شکست قرار گرفت. مقدار جابجایی نوک بال نسبت به نیروی اعمال شده در شکل ۱۳ آورده شده است.

مرحله، آسیب در سازه ایجاد شده است. مرحله اول در بارگذاری حدود ۱۷۰۰۰ نیوتن است که عملاً شکست سازه محسوب می‌شود و با ادامه بارگذاری مرحله دوم شکست رخ می‌دهد.



شکل ۱۳. نمودار بار-جابجایی نوک بال

۵. مدل آسیب

به منظور مدل‌سازی آسیب از معیار هاشین برای کامپوزیت تک جهته و از معیار هاشین اصلاح شده برای کامپوزیت دوجته (بافته شده) استفاده گردید [۱۲]. معیار هاشین اصلاح شده سه بعدی برای کامپوزیت بافته شده عبارت است از:

معیار شکست الیاف در جهت ۱ یا جهت ۲ (روابط ۲ و ۳):

$$(\sigma_1 > 0) : \left(\frac{\sigma_1}{X_T} \right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}} \right)^2 + \left(\frac{\frac{\tau_{31}^2}{2G_{31}} + \frac{3}{4}\alpha\tau_{31}^4}{\frac{S_{31}^2}{2G_{31}} + \frac{3}{4}\alpha S_{31}^4} \right)^2 \geq 1 \quad (2)$$

$$(\sigma_1 < 0) : \left(\frac{\sigma_1}{X_C} \right)^2 \geq 1 \quad (3)$$

معیار شکست الیاف در جهت ۲ یا جهت ۳ بود (روابط ۴ تا ۶):

$$(\sigma_2 > 0) : \left(\frac{\sigma_2}{Y_T} \right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}} \right)^2 + \left(\frac{\frac{\tau_{23}^2}{2G_{23}} + \frac{3}{4}\alpha\tau_{23}^4}{\frac{S_{23}^2}{2G_{23}} + \frac{3}{4}\alpha S_{23}^4} \right)^2 \geq 1 \quad (4)$$

$$(\sigma_2 > 0) : \left(\frac{\sigma_2}{Y_T} \right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}} \right)^2 + \left(\frac{\frac{\tau_{23}^2}{2G_{23}} + \frac{3}{4}\alpha\tau_{23}^4}{\frac{S_{23}^2}{2G_{23}} + \frac{3}{4}\alpha S_{23}^4} \right)^2 \geq 1 \quad (5)$$

$$(\sigma_2 < 0) : \left(\frac{\sigma_2}{Y_C} \right)^2 \geq 1 \quad (6)$$

معیار آسیب هاشین برای کامپوزیت تک جهته نیز مطابق روابط ۷ تا ۱۰ است:

مطابق با شکل ۱۳ در نتایج تست در محل‌های مشخص شده متناظر با بارگذاری های حدود ۸۶۰۰، ۱۳۰۰۰، ۱۶۰۰۰ نیوتن افزایش جابجایی موضعی بدون افزایش بار مشاهده می‌شود. در این مقادیر بارگذاری با بررسی دقیق می‌توان به این نتیجه رسید که سازه دچار آسیب شده است. این فرض محتمل‌ترین فرض است و نتایج کرنش‌سنج‌ها می‌تواند شاهدی بر صحت آن باشد و بال در نهایت در مقدار بار ۱۷۱۲۵ سازه آسیب کلی دیده است. در بخش‌های بعدی مقادیر کرنش‌های تجربی در مقایسه با نتایج عددی آورده شده است. با توجه به شکل ۱۴ مشخص است که آسیب ایجاد شده در تست در محل تکیه گاه و بر روی سازه اسپار می‌باشد. آسیب‌های مشاهده شده، هم در راستای طول اسپار و هم در دیواره اسپار است.



(الف) (ب)

شکل ۱۴. آسیب در محل تکیه‌گاه بر روی اسپارها، (الف) آسیب در اسپار لبه فرار، (ب) آسیب در اسپار لبه حمله

با توجه به شکل ۱۳ که دو قله در نمودار مشاهده می‌گردد می‌توان نتیجه گرفت که در دو



در سازه بال استفاده شده در این تحقیق اکثر لایه ها از الیاف بافته شده می باشد که جهت استفاده معیار هاشین به ضرایب تصحیح نیازمند است. به همین دلیل ترجیح داده شد که مدل های فوق با استفاده از زیربرنامه USDFLD در نرم افزار اجرایی شود. تحلیل آسیب با این زیربرنامه با توجه به حجم مدل بسیار سریع تر از مدل آسیب پیش رونده با متغیرهای آسیب است.

جدول ۱. نحوه کاهش خواص بر اساس معیار

هاشین [۱۱]

مود آسیب	روش کاهش خواص
آسیب در جهت تار (جهت ۱)	$G_{12}^* = 0.1G_{12}, G_{31}^* = 0.1G_{31}, E_1^* = 0.1E_1$ $\theta_{31}^* = 0.1v_{31}, v_{12}^* = 0.1v_{12}$
آسیب در جهت پود (جهت ۲)	$G_{12}^* = 0.1G_{12}, G_{23}^* = 0.1G_{23}, E_2^* = 0.1E_2$ $v_{23}^* = 0.1v_{23}, v_{12}^* = 0.1v_{12}$
تورق (جهت ۳)	$v_{31}^* = v_{23}^* = 0 = E_3^* = G_{31}^* = G_{23}^*$

خواص مکانیکی استفاده شده برای الیاف کربن و شیشه تک جهته و دوجهته مورد استفاده در جدول ۲ آورده شده است. مدول الاستیک و ضریب پواسون فوم نیز به ترتیب ۴۵ مگاپاسکال و ۰/۰۲۳ در نظر گرفته شده است. شایان ذکر است این مقادیر بر اساس تست های آزمایشگاهی انجام شده در صنعت به دست آمده است.

۶. مدل سازی اجزا محدود سازه بال کامپوزیتی

جهت مدل سازی بال در نرم افزار آباکوس، ابتدا هندسه بال ایجاد شده و در هر بخش از سازه چیدمان لایه های مربوطه و خواص آن مطابق جدول ۲ تعریف شد. سپس، یک طرف بال کاملا مقید شده و مطابق توضیحات قبل بارگذاری

$$(\sigma_1 > 0) : (\sigma_1/X_t)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{13}}{S_{13}}\right)^2 \geq 1 \quad (7)$$

$$(\sigma_1 < 0) : (\sigma_1/X_c)^2 \geq 1 \quad (8)$$

$$(\sigma_2 > 0) : (\sigma_2/Y_t)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{23}}{S_{23}}\right)^2 \geq 1 \quad (9)$$

$$(\sigma_2 < 0) : (\sigma_2/Y_c)^2 \geq 1 \quad (10)$$

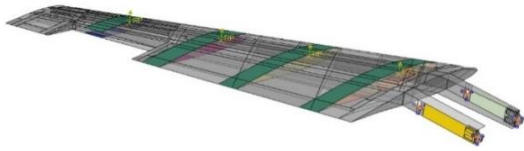
معیار آسیب هاشین برای برش بین لایه ایی کامپوزیت تک جهته نیز مطابق روابط ۱۱ و ۱۲ است:

$$(\sigma_1/X_c)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{13}}{S_{13}}\right)^2 \geq 1 \quad (11)$$

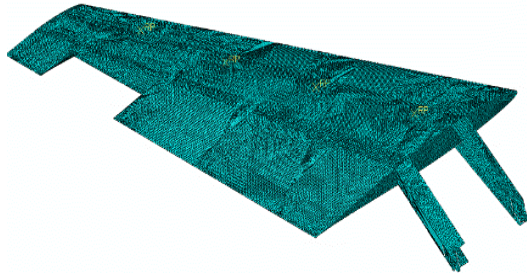
$$(\sigma_2/Y_c)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{23}}{S_{23}}\right)^2 \geq 1 \quad (12)$$

در این روابط α ضریب تطابق نتایج تجربی با معیار هاشین می باشد و بر اساس تست های انجام شده در مقاله ووگو [۱۰]، $10-8$ ، $3/0.5 \times 10^{-8}$ لحاظ گردید. در این تحلیل اگر مقادیر هر یک از معیارها به عدد یک برسد در آن المان شکست رخ می دهد. پس از شروع آسیب، خواص مکانیکی مطابق با مقادیر ارائه شده در جدول ۱ کاهش داده می شود. این مدل توسط زیربرنامه USDFLD در نرم افزار آباکوس پیاده سازی گردید. برای مدل سازی سازه بال از المان پوسته استفاده شد؛ لذا معیارهای آسیب به صورت دو بعدی (با صرف نظر از ترم های مربوط به بعد سوم) پیاده سازی گردید. لازم است ذکر شود که در نرم افزار آباکوس مدل دوبعدی هاشین برای مواد تک جهته با آسیب پیش رونده وجود دارد ولی برای تحلیل به چقرمگی های شکست نیاز دارد. از طرف دیگر





شکل ۱۵. مدل بال اجزا محدود همراه با شرایط مرزی و بارگذاری



شکل ۱۶. مدل بال پس از مش ریزی

۷. بررسی نتایج تحلیل عددی آسیب و آزمون خمش

پس از مدل‌سازی سازه بال در نرم افزار اجزا محدود آباکوس و انجام تحلیل آسیب مطابق فلوجارت تحلیل آسیب کامپوزیت بافته شده با الیاف کربن (شکل ۱۷) انجام و نتایج حاصل استخراج شده و با نتایج به دست آمده از آزمون خمش مقایسه شد. نمودار نیرو - جابجایی نوک سازه بال بر روی لبه فرار در مقایسه با نتایج حاصل از آزمون خمش در شکل ۱۸ نشان داده شده است. آنچه از این نمودار مشخص است این است که سفتی کل سازه با سفتی مدل عددی یکسان می‌باشد و نشان می‌دهد که مدل‌سازی، لایه چینی و مشخصات الاستیک ماده از دقت مناسبی برخوردار است. البته استحکام نهایی به دست آمده در آزمون خمش از استحکام مدل عددی بیشتر است. این مطلب می‌تواند ناشی از دو موضوع باشد.

گردید. مطابق طراحی بال صورت گرفته هر اسپار بال از دو نقطه به فریم بدنه فیکس می‌شود. این دو نقطه بر روی استند ثابت در نظر گرفته شده و این استند به زمین ثابت می‌شود و در تحلیل این نقاط بر روی اسپار به عنوان تکیه‌گاه لحاظ می‌شود. با توجه به نمودار بارگذاری شاخه‌ای و نحوه بارگذاری با نسبت یک به چهار توسط قاب‌ها به بال نیرو وارد می‌شود. ماکزیمم نیرو وارده توسط جک ۳۰۰۰۰ نیوتن می‌باشد، پس مقدار نیروی ۷۵۰۰ نیوتن به هریک از نقاط مرجع از پیش تعیین شده وارد می‌شود (شکل ۱۵). مدل تهیه شده با تعداد ۶۰۰۰۰۰ المان S4R مش‌بندی گردید (شکل ۱۶). سطوح کپ اسپارها نیز به پوسته‌های بالایی و پایینی بال بسته شده است. در بخش بعد، نتایج عددی و مقایسه آن با نتایج تجربی ارائه می‌گردد.

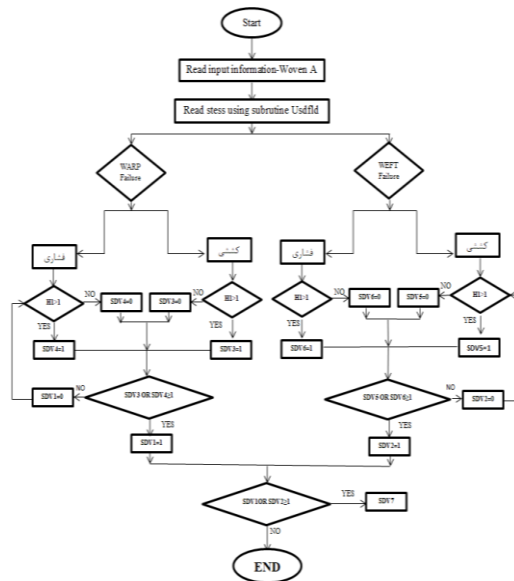
جدول (۲): خواص مکانیکی (مکاپاسگال) مورد استفاده در تحلیل آسیب

خواص مکانیکی	کربن تک جته	کربن دو جته	شیشه دو جته
E_1 (MPa)	۸۹۰۰۰	۵۳۰۰۰	۱۴۴۰۰
E_2 (MPa)	۷۰۰۰	۵۳۰۰۰	۱۴۴۰۰
ν_{12}	۰/۳	۰/۰۵	۰/۳
G_{12} (MPa)	۴۰۰۰	۲۰۰۰	۲۰۰۰
G_{13} (MPa)	۴۰۰۰	۱۳۰۰	۱۳۰۰
G_{23} (MPa)	۱۳۰۰	۱۳۰۰	۱۳۰۰
X_T (MPa)	۷۲۹	۵۴۴	۲۸۰
X_C (MPa)	-۳۸۰	-۲۲۴	-۱۶۶
Y_T (MPa)	۷۰	۵۴۴	۲۸۰
Y_C (MPa)	-۱۶۰	-۲۲۴	-۱۶۶
S_S (MPa)	۸۰	۷۰	۶۳

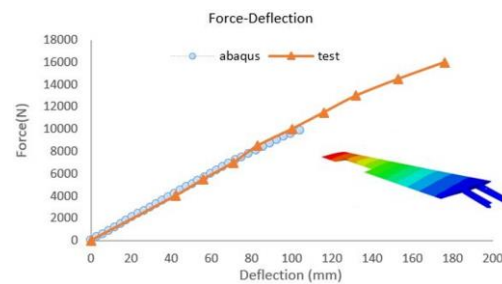


در این صورت زیر برنامه VUSDFLD مورد استفاده قرار خواهد گرفت. حل صریح مشکل ناپایداری ندارد ولی بسیار زمان‌بر و نسبت به حل ضمنی خطای بیشتری دارد. لذا با توجه به حجم سازه مورد تحلیل و دقت مورد نظر در تحلیل تنش سازه حل ضمنی ترجیح داده شد.

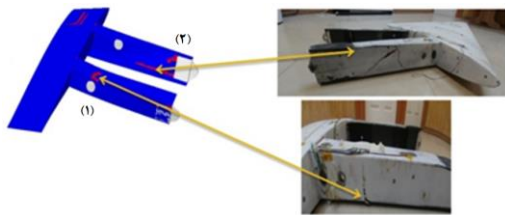
در شکل‌های ۱۹ و ۲۰ نواحی آسیب دیده در ناحیه اسپار نزدیک محل تکیه گاه (بر روی کپ بالایی اسپار عقب و محل تکیه‌گاه اسپار جلو در جان تیرک) در میزان نیروی ۱۱۶۰۰ نیوتن نشان داده شده است. در این شکل‌ها جهت مقایسه نواحی شکست، تصاویر نواحی آسیب دیده در سازه (ناحیه ۱ و ۲) بال تحت آزمون خمش نیز آورده شده است.



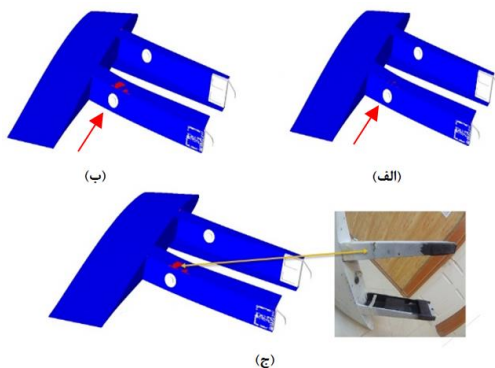
شکل ۱۷. فلوچارت تحلیل آسیب کامپوزیت بافته شده با الیاف کربن



شکل ۱۸. نمودار نیرو - جابجایی نوک بال بر روی لبه فرار حاصل از آزمون خمش و تحلیل عددی



شکل ۱۹. آسیب در الیاف کربنی دو جهت در مقایسه با نتایج تجربی

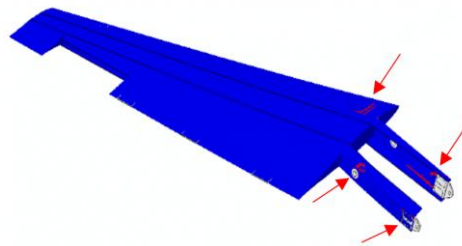


شکل ۲۰. آسیب در الیاف کربنی تک جهت و مقایسه با نتایج تجربی الف) شکست در راستای عمود الیاف ب) شکست در راستای الیاف ج) برش در الیاف

در شکل ۲۱ نیز نواحی آسیب دیده در کل

اول این که مقادیر استحکام‌های مواد استفاده شده در تحلیل نسبت به مقادیر واقعی خطا دارد یا به عبارت دیگر مقادیر استحکام‌های استفاده شده در طراحی نسبت به مقادیر واقعی محافظه کارانه است. دوم این که مقدار استحکام تجربی بال، مقدار نهایی آن است در حالی که استحکام حاصل از تحلیل عددی مقدار نهایی نیست. این به خاطر آن است که تحلیل آسیب انجام شده به صورت ضمنی است که مستعد ناپایداری می‌باشد؛ یعنی پس از شروع آسیب و در صورت ناپایدار شدن رشد آسیب، تحلیل واگرا می‌گردد. در صورتی که لازم باشد استحکام نهایی هم تعیین شود بهتر است از تحلیل صریح استفاده شود که

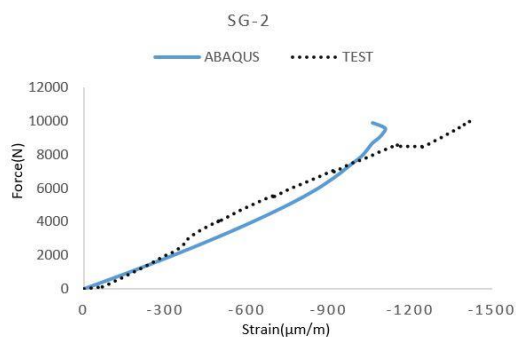
سازه بال نشان داده شده است. همان‌گونه که مشخص است ناحیه کوچکی از پوسته بال نیز آسیب دیده است.



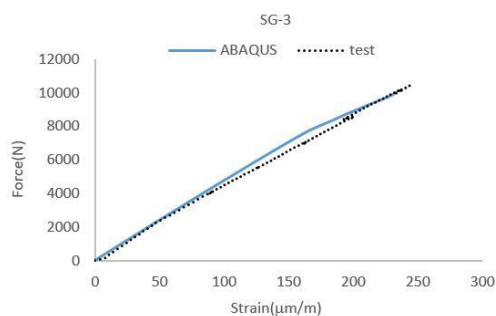
شکل ۲۱. نواحی آسیب دیده در کل سازه بال

در شکل ۲۲ نتایج کرنش ثبت شده توسط کرنش سنج‌ها در مقایسه با نتایج کرنش حاصل از تحلیل عددی نشان داده شده است. با بررسی نمودارهای ارائه شده در شکل ۲۲ مشخص می‌گردد که تطابق قابل قبول بین نتایج تجربی و عددی وجود دارد؛ این مطلب در برخی نمودارها وضوح بیشتری دارد. به عنوان نمونه در شکل ۲۲ ب میزان تطابق بسیار خوب و در شکل ۲۲ د و شکل ۲۲ و روند نمودارها تطابق جالب و تامل برانگیز دارد. آنچه در این نمودارها مشخص است در مقدار بارگذاری کمی بیش از ۸۰۰۰ نیوتن انحراف معناداری در نمودارهای کرنش هم در نتایج تجربی و هم در نتایج عددی مشاهده می‌شود. این انحراف، در همه نمودارهای کرنش دیده می‌شود. این مطلب نشان از شروع آسیب در برخی از نواحی سازه دارد که اثر خود را در قالب تغییر سریع کرنش نشان می‌دهد. به عبارت دیگر آسیب در سازه بسیار زودتر از مقدار نهایی بارگذاری به دست آمده شروع شده است. البته لازم است مجدداً یادآوری نمود که تطابق بیشتر بین نتایج تجربی و عددی در سازه‌های بزرگ و پیچیده با استفاده از الیاف پیش‌آغشته در ساخت سازه و همچنین استخراج دقیق‌تر مشخصات

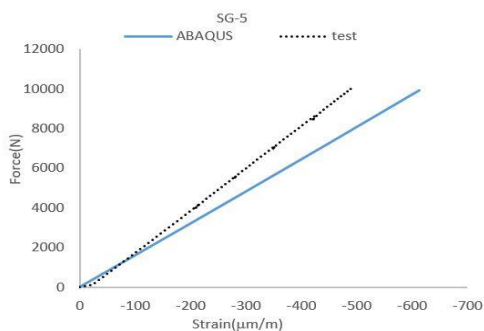
مکانیکی قابل حصول است. با توجه به شکل‌های ۱۱ و ۲۲ (ج) مشخص است که کرنش سنج SG-5 از تکیه‌گاه که آسیب‌های اساسی در آن ناحیه مشاهده شد، بیشترین فاصله را دارد. نمودار شکل ۲۲ (ج) برای این کرنش-سنج که رفتاری تقریباً خطی دارد، نشان می‌دهد در نواحی نزدیک به آن آسیبی رخ نداده است. نمودارهای کرنش-سنج‌های SG-2، SG-9 و SG-11 نیز که نزدیک به تکیه‌گاه و محل آسیب هستند، این مطلب را تایید می‌کند.



(الف)



(ب)



(ج)

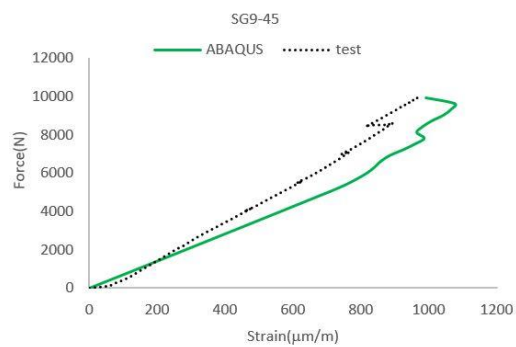
- آنچه مشخص است سفتی مدل عددی با سفتی بال ساخته شده مشابه است که نشان‌دهنده صحت مدل‌سازی سازه بال، لایه چینی و مشخصات الاستیک مواد مورد استفاده می‌باشد.

- استحکام پیش‌بینی شده برای سازه بال در تحلیل عددی کمتر از مقداری است که در آزمون خمش به دست آمد. این می‌تواند ناشی از دو موضوع باشد. اول این که استحکام‌های استفاده شده محافظه کارانه است و دوم این که استحکام نهایی به دست آمده از تحلیل عددی استحکام نهایی نیست و پایان تحلیل عددی در تحلیل ضمنی ناشی از ناپایداری عددی است.

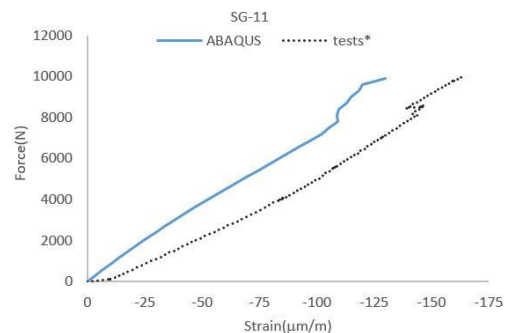
- نتایج کرنش‌های عددی با نتایج تجربی تطابق قابل قبولی دارد؛ این مطلب با توجه به پیچیدگی سازه و لایه چینی قابل درک است. بررسی‌ها نشان می‌دهند که شروع آسیب در سازه بال قبل از شکست نهایی است. به عبارت دیگر نحوه شکست تدریجی است. این مطلب با بررسی دقیق تحلیل عددی در قسمت‌های آسیب دیده قابل مشاهده است.

- با توجه به ایجاد آسیب در ناحیه ریشه اسپار و در نزدیکی محل تکیه گاه در صورت تقویت این ناحیه، استحکام بال به مراتب بیشتر خواهد شد. البته استفاده از شرایط مرزی دقیق تر در تکیه گاه در دقت نتایج به دست آمده تاثیر دارد.

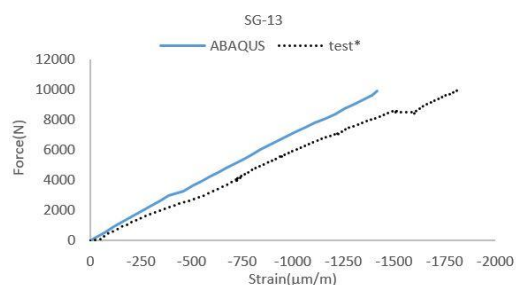
- با توجه به این که استخراج داده‌های جزئی مانند محل و زمان شروع آسیب به صورت تجربی هزینه بر و در برخی موارد ناممکن است تحلیل عددی بسیار راه گشا خواهد بود و در صورت صحت مشخصات مکانیکی با استفاده از معیار آسیب مناسب می‌توان به برخی از این داده‌ها



(د)



(ه)



(و)

شکل ۲۲. مقادیر کرنش تجربی در مقایسه با نتایج کرنش عددی در نواحی مختلف سازه بال با توجه به شکل ۷، الف) مقادیر کرنش در راستای ۰ درجه در موقعیت ۲، ب) مقادیر کرنش در راستای ۰ درجه در موقعیت ۳، ج) مقادیر کرنش در راستای ۰ درجه در موقعیت ۵، د) مقادیر کرنش در راستای ۴۵ درجه در موقعیت ۹، ه) مقادیر کرنش در راستای ۰ درجه در موقعیت ۱۱، و) مقادیر کرنش در راستای ۰ درجه در موقعیت ۱۳

۸. جمع بندی و نتیجه گیری

با تحلیل عددی آسیب سازه بال کامپوزیتی و مقایسه نتایج با نتایج حاصل از آزمون خمش بال می‌توان به نتایج زیر اشاره نمود:

- [6] C. Fleuret, A. Andreani, E. Laine, J. Grandidier, S. L' Heritier, A. Gorge, Complex Wing Spar Design in Carbon Fiber Reinforced Composite for a Light Aerobatic Aircraft, *Mechanics & Industry*, 2016. 17(6): p. 614, DOI: 10.1051/meca/2016032.
- [7] K. Yang, L. Zhange, S. Ji, Y. Yue, W. Ji, Static Testing and Analysis of Composite Wing of a Two-Seater Aircraft Powered by Li-Ion Battery Electric Propulsion, *Advanced Composites Letters*, 2016. 25(6): p. 096369351602500601.
- [8] V. Pourabdollah, F. Haji Aboutalebi, H. Beheshti, H. Rabieian, Comparison of Three Composite Failure Criteria, Using Airfoil Loading Test, *Mechanical Engineering*, 2018. 48(2): p. 55-64 (In Persian).
- [9] C. Bisagni. Comparison of Numerical Analyses of a Composite Wing Component Subjected to 4-point Bending, 2022.
- [10] D. Raymer, *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, Sixth Edition, 2018.
- [11] S. Mokhtari, H. Rabieean, S. Yousefi, B. Shahriari, The Design of the Loading Tree for Constructing the Wing with Consideration of Simulation Error Considerations, 10th Conference on Recent Research in Science and Technology, 2017.
- [12] W. G. Wei, Static Tensile Properties Simulation of Plane Woven-Reinforced Laminates with Hole Damage. *Advanced Materials Research*, 2014. Trans Tech Publ.

۱۰. علائم

σ : تنش (MPa)

X_T : استحکام کششی در راستا الیاف (MPa)

X_C : استحکام فشاری در راستا الیاف (MPa)

Y_T : استحکام کششی عمود بر الیاف (MPa)

دست یافت. این داده ها شامل محل آسیب و میزان بارگذاری مربوطه و حتی لایه، راستا و مدل آسیب می باشد.

- تحلیل عددی آسیب در سازه های بزرگ به ویژه سازه های کامپوزیتی همیشه مشکل و زمان بر است و از طرف دیگر حامل داده های مهم برای طراح و سازنده آن می باشد. در این راستا استفاده از زیربرنامه USDFLD قابلیت مناسبی جهت بررسی آسیب در سازه های بزرگ و حجیم را ایجاد می کند. البته با توجه به کاهش ناگهانی خواص در روش حل ضمنی می تواند مشکلاتی در همگرایی مساله ایجاد نماید و در صورتی که از لحاظ زمان یا حجم مدل مشکلی وجود نداشته باشد جهت پرهیز از مشکلات همگرایی می توان USDFLD را در زیر برنامه VUSDFLD پیاده سازی کرد و از مزایای تحلیل صریح استفاده نمود.

۹. مآخذ

- [1] M. Karal, *AST Composite Wing Program: Executive Summary*, 2001.
- [2] R.W. Sullivan, et al., Structural Analysis and Testing of an Ultralight Unmanned-Aerial-Vehicle Carbon-Composite Wing, *Journal of aircraft*, 2009. 46(3): p. 814-820.
- [3] J. D. Gaunt, J. C. Flores, and V.A. Perry, Design, Fabrication, Structural Testing, and Numerical Analysis of a Small Scale Composite Wing, 2010.
- [4] C. Bibin, M.J. Selvaraj, and S. Sanju, Flutter Analysing over an Aircraft Wing during Cruise Speed. *Procedia Engineering*, 2012. 38: p. 1950-1961.
- [5] R. Bruce, J. Rose and S. Priyadharshini, Initial and Progressive Failure Analysis of a Composite Wing Spar Structure, *Journal of Mechanical Engineering*, 2017. 14(2): p. 167-183.



Y_C : استحکام فشاری عمود بر الیاف (MPa)

S_C : استحکام برشی (MPa)

F : نیرو (N)

علائم یونانی:

α : ضریب تطابق

ν : ضریب پواسون (بی بعد)

۱۱. پی نوشت

1. Schrenk

۲۱

سال ۱۲ - شماره ۲

پاییز و زمستان ۱۴۰۲

نشریه علمی

دانش و فناوری هوا فضا



تحلیل عددی - تجزیه آسیب در بال کامپوزیتی
تحت خمش