



## تحلیل تخریب اتصالات چسبی بال کامپوزیتی با استفاده از المان واسط چسبنده سه‌بعدی

مجتبی حیدری<sup>۱</sup>، داود سلیمی مجد<sup>۲</sup>، بیژن محمدی<sup>۳\*</sup>

۱- کارشناس ارشد، مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران

۲- کارشناس ارشد، مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران

۳- استادیار، مهندسی مکانیک، دانشگاه علم و صنعت ایران، تهران

\*تهران، صندوق پستی ۹۸۲۱۷۷۲۴۰۲۰۸، bijan\_mohammadi@iust.ac.ir

### اطلاعات مقاله

دریافت: ۹۴/۱/۱۶

پذیرش: ۹۴/۳/۲۰

### کلیدواژگان:

مدل ناحیه چسبنده

مکانیک محیط پیوسته

تئوری خرابی لادووز

پوسته-تقویت کننده

### چکیده

مواد کامپوزیتی چندلایه با توجه به استحکام و سفتی بالا نسبت به وزن، کاربرد بسیار وسیعی در صنایع مختلف از جمله هوافضا دارند. لذا تشخیص مکانیزم‌های خرابی این مواد اهمیت بسیار زیادی در پیش‌بینی رفتار مکانیکی آن‌ها دارد. یکی از اصلی‌ترین مدهای خرابی اصلی این مواد، جدایی بین لایه‌ای است که در بین لایه‌های کامپوزیتی و در نقاط اتصال قطعات مختلف به یکدیگر مشاهده می‌شود. در این پژوهش به منظور پیش‌بینی رشد آسیب در اتصالات چسبی بال کامپوزیتی، مدل ناحیه چسبنده به کار گرفته می‌شود. مزیت این روش، امکان مدل‌سازی رشد جدایی بین لایه‌ای بدون نیاز به وجود ترک اولیه و المان‌بندی مجدد می‌باشد. به علاوه به منظور پیش‌بینی آسیب احتمالی در لایه‌های کامپوزیتی، مدل آسیب پیش‌رونده لادوز در نرم افزار آباکوس با استفاده از کد نوشته شده توسط کاربر (Umat) پیاده‌سازی شده و میزان اهمیت در نظر گرفتن تخریب درون لایه‌ای در لایه‌های کامپوزیتی بر تسریع شروع تخریب و رشد آن در اتصال چسبی مورد ارزیابی قرار گرفته است. نتایج حاصل از اعتبارسنجی نشان از دقت مناسب روش به کار گرفته شده، دارد. به علاوه نتایج تحلیل نشان داد، استفاده از المان‌های سه‌بعدی به مراتب دقت بهتری در تشخیص شروع تخریب و رشد آن نسبت به مدل‌های دوبعدی دارد. در ادامه اثرات مشخصات اتصال چسبی مثل ضخامت و کیفیت اتصال در استحکام سازه بال مورد بررسی قرار گرفته است.

## Failure analysis of composite wing adhesive joints using 3D cohesive interface element

Mojtaba Heidari, Davood Salimi-Majd, Bijan Mohammadi\*

Department of Mechanical Engineering, Iran University of Science and Technology, Tehran, Iran.

\*P.O.B. 982177240208 Tehran, Iran, bijan\_mohammadi@iust.ac.ir

### Keywords

Cohesive zone model  
Continuum damage mechanics  
Ladeveze damage theory  
Skin/Stringer

### Abstract

Due to high strength and stiffness in comparison with their weights, laminated composite materials are widely used in many structures such as aerospace. Therefore to predict their mechanical response, the understanding of their failure mechanisms is very important. The delamination between composite layers and adhesive joints is one of the main damage modes of these materials. In this research, the cohesive zone model is used to predict the damage evaluation of composite wing adhesive joints. The advantage of this method is the modeling of delamination growth without any requirements to the presence of initial crack and remeshing. Moreover to predict the probable damage in composite layers the Ladeveze progressive damage model has been implemented in Abaqus using user defined code (Umat) and also the importance of considering the intralaminar failure on the acceleration in damage initiation and propagation in adhesively bonded joints have been evaluated. The results verify the proper accuracy of implemented method. Furthermore, the results of solid cohesive elements showed to be more accurate in predicting damage initiation and evaluation in comparison to shell elements. Finally effects of adhesive properties such as thickness and quality of bonding in load capability of wing structure have been investigated.

### ۱- مقدمه

طراحی آن‌ها دارای اهمیت زیادی می‌باشد. در میان مدهای خرابی مواد مرکب لایه‌ای، جدایی بین لایه‌ای در درون لایه‌ها و در اتصالات کامپوزیتی از مهم‌ترین عوامل تخریب در سازه‌های کامپوزیتی به شمار می‌آیند.

امروزه مواد کامپوزیتی و به ویژه سازه‌های کربن-اپوکسی به دلیل نسبت استحکام به وزن بالا، کاربرد گسترده‌ای در صنعت هوافضا پیدا نموده‌اند. با توجه به این گستردگی کاربرد مواد مرکب، پیش‌بینی رفتار خرابی این مواد در

### Please cite this article using:

Heidari, M. Salimi-Majd, D. and Mohammadi, B., "Failure analysis of composite wing adhesive joints using 3D cohesive interface element", In Persian, Journal of Science and Technology of Composites, Vol. 2, No. 2, pp. 31-40, 2015.

برای ارجاع به این مقاله از عبارت زیر استفاده نمایید:

بارگذاری، نیاز به انجام تنها یک تحلیل اجزاء محدود می‌باشد، به کار برده می‌شوند. روش اول برای حالتی است که سازه رفتار بار - جابجایی خطی داشته باشد. در این مورد می‌توان از اصل برهم‌نهی آثار استفاده نمود. همچنین در این روش نیاز است تا سه مجهول محاسبه شود. روش دوم برای سازه‌هایی با رفتار بار-جابجایی غیرخطی می‌باشد. در این روش برای تعیین نرخ آزادسازی انرژی نیاز به محاسبه شش متغیر مجهول از یک دستگاه شش معادله‌ای خطی همراه با اطلاعات بدست آمده از شش تحلیل غیرخطی، می‌باشد. به همین دلیل استفاده از این روش مستلزم به کار بردن زمان زیادی است.

کروگر و همکاران [۸] در سال ۲۰۰۷، جدایش نمونه‌های پوسته-تقویت‌کننده تحت بارکشی و خمش سه‌نقطه را با استفاده از مدل‌سازی ترکیبی سه‌بعدی و دوبعدی تحلیل نمودند. در مطالعات گذشته برای بررسی جدایی پوسته - تقویت‌کننده از مدل دوبعدی استفاده شده است، زیرا نسبت به مدل سه‌بعدی به زمان کمتری برای محاسبه نیاز دارد. اما، با مقایسه نتایج به دست آمده برای نرخ رهاسازی انرژی کرنشی به دست آمده از مدل کاملاً سه‌بعدی و مدل دوبعدی این نتیجه حاصل شد که نتایج حاصل از مدل‌های دوبعدی تنش صفحه‌ای و کرنش صفحه‌ای حد بالا و پایین نتایج می‌باشند. روش ترکیبی زمان محاسبه را کم می‌نماید زیرا تنها قسمت کوچکی از مدل به صورت سه‌بعدی مدل می‌شود. بنابراین این روش هم دقت روش مدل‌سازی کاملاً سه‌بعدی را داراست و هم به زمان کمتری برای محاسبه نیاز دارد.

حسینی تودشکی و همکاران [۹] در سال ۲۰۰۶، مکانیزم آسیب را در سازه‌های کامپوزیتی پوسته - تقویت‌کننده تحت بار کششی بررسی نمودند. رویکرد آن‌ها بر استفاده از آزمایش برای مشاهده مکانیزم شکست، تحلیل تنش دوبعدی و سه‌بعدی به منظور تعیین مکان اولین ترک ماتریسی و استفاده از رویکرد مکانیک شکست برای بررسی امکان رشد ترک بود.

واگنر و بالزانی [۱۰] در سال ۲۰۰۷، جدایی بین لایه‌های در ورق‌های پوسته - تقویت‌کننده کامپوزیتی را با استفاده از روش عددی اجزاء محدود شبیه‌سازی نمودند. این محققین برای بررسی اعتبار سنجی آزمایش‌هایی را برای دو مدل اجزاء محدود تیر طره‌ای و تیر طره‌ای تقویت‌شده با تقویت‌کننده، انجام دادند. در هر دو حالت از روش المان بین لایه‌های برای پیش‌بینی شروع و رشد ترک بین لایه‌های استفاده شده است.

برتولینی و همکاران [۱۱] در سال ۲۰۰۹، جدایی پوسته از تقویت‌کننده را تحت بار خمش چهار نقطه‌ای به منظور طراحی بدنه هواپیما در پس از کماتش تحلیل نمودند. این محققین چندین حالت مختلف را با استفاده از روش بسته شدن مجازی ترک و روش المان بین لایه‌های، بررسی نمودند. آن‌ها همچنین تأثیر وجود باریک شونده‌گی در تقویت‌کننده را نیز مورد بررسی قرار دادند.

محمدی و همکاران اثرات ترتیب لایه‌چینی در جدایش اتصال چسبی را در نمونه‌های پوسته-تقویت‌کننده با استفاده از مدل ناحیه چسبیده بررسی نمودند [۱۲]. نتایج این محققین نشان از کارایی مناسب روش مزبور داشت. به کارگیری این روش در پیش‌بینی جدایش اتصالات کامپوزیتی به یکدیگر و نیز اتصالات کامپوزیت به فلز نشان از قابلیت آن در شرایط بارگذاری مختلف دارد [۱۳-۱۵]. به علاوه این روش در پیش‌بینی جدایی بین لایه‌های تحت اثرات لبه‌ای و نیز جدایش اتصال چسبی ریشه توربین باد کامپوزیتی نیز به طور موفقیت آمیز استفاده شده است [۱۶، ۱۷]. لذا در پژوهش جاری این روش در کنار مدل تخریب درون لایه‌ای لادوز در پیش‌بینی آسیب در اتصال پوسته-تقویت‌کننده به کار گرفته شده است.

جدایی بین لایه‌های می‌تواند در برخی بارگذاری‌ها به میزان قابل توجهی قابلیت باربری سازه را کاهش دهد. به ویژه در بارگذاری‌های فشاری، رفتار خمشی سازه بسیار تحت تأثیر جدایی بین لایه‌های قرار خواهد گرفت.

پژوهشگران با توجه به وابستگی تحلیل جدایش بین لایه‌های به المان‌های مجاور روند دشواری را در طول سال‌های متمادی برای ارائه مدل‌ها و روش‌های مناسب در تشخیص شروع جدایی بین لایه‌های و روند پیشرفت آن طی کرده‌اند. به عنوان مثال از جمله روش‌های مکانیک شکست در مدل‌سازی رشد جدایی بین لایه‌های می‌توان به روش‌های بسته شدن مجازی ترک<sup>۱</sup>، روش دومرحله‌ای بسته شدن ترک، روش انتگرال<sup>۲</sup>، گسترش مجازی ترک و موارد مشابه اشاره کرد. دسته دیگر روش‌ها، روش‌های مکانیک آسیب پیوسته مانند مدل ناحیه چسبی می‌باشند. این روش‌ها که بر پایه قوانین کشش-جدایش می‌باشند، به دلیل مزایای آن مثل عدم نیاز به وجود ترک اولیه و المان‌بندی مجدد، مورد توجه بسیاری از محققین قرار گرفته اند. در این پژوهش نیز از این روش به منظور پیش‌بینی جدایش اتصال چسبی پوسته و اسپار بال استفاده شده است. به علاوه به منظور در نظر گرفتن اثرات تخریب درون لایه‌ای، مدل مبتنی بر مکانیک آسیب پیوسته لادوز در نرم‌افزار آباکوس با استفاده از کد مادی نوشته شده توسط کاربر پیاده سازی شده است. همچنین با توجه به اهمیت طراحی بهینه سازه بال، اثرات متغیرهای مختلف در تخریب سازه بال مورد بررسی قرار گرفته است.

## ۲- پیشینه پژوهش

مدل‌های ناحیه چسبیده به‌طور وسیعی برای تحلیل شکست در مواد فلزی، کامپوزیتی و سرامیکی و غیره مورد استفاده قرار گرفته‌اند. مفهوم ناحیه چسبیده ابتدا توسط بارنبلت [۱] و داگدال [۲] معرفی شد. مدل ناحیه‌ای چسبی روش جدیدی را برای بررسی تسلیم، شروع و رشد ترک در مواد مختلف پیشنهاد می‌کند. روش نوار تسلیم داگدال محدوده‌ی پلاستیک را به صورت نوار باریک گسترش یافته اطراف نوک ترک پیش‌بینی کرده و رابطه‌ی بین بار خارجی اعمال شده و اندازه‌ی ناحیه‌ی پلاستیک را ارائه می‌کند. در سال ۱۹۸۷ نیدلمن [۳] برای اولین بار از توابع چندجمله‌ای برای قانون چسبندگی استفاده کرد و از این مدل برای توصیف به وجود آمدن حفره‌ها<sup>۴</sup> بهره برد. همچنین در سال ۱۹۹۲ تورگارد و هاکنسون [۴] مدل دوزنقه‌ای را برای محاسبه‌ی نیروی مقاوم در برابر رشد ترک در مواد الاستو-پلاستیک ارائه کردند.

پیش‌بینی جدایش اتصالات پوسته-تقویت‌کننده از دیرباز مورد توجه محققین مختلف بوده است که در ذیل به مهمترین آن‌ها اشاره می‌شود. ویتکویچ و همکاران [۵] در سال ۱۹۹۸ جدایش پوسته-تقویت‌کننده کامپوزیتی را تحت بارگذاری چندمحوره بررسی نمودند. هدف آن‌ها بررسی مکانیزم خرابی در سازه‌های پوسته-تقویت‌کننده تحت بارهای داخل و خارج صفحه‌ای که معمولاً به بدنه‌های محذب هواپیما اعمال می‌شود، بود.

کامانو و همکاران [۶] در سال ۲۰۰۳، اثرات تنش‌های پسماند حرارتی و آسیب اولیه در شکست سازه‌های کامپوزیتی پوسته - تقویت‌کننده را با استفاده از روش مدل ناحیه چسبیده مورد بررسی قرار دادند.

در سال ۲۰۰۰، کروگر [۷] روش‌هایی برای تعیین نرخ آزادسازی انرژی کرنشی (SERR)<sup>۳</sup> نمونه‌های پوسته-تقویت‌کننده ارائه کرد. این روش‌ها برای طراحی پارامتریک، مخصوصاً زمانی که برای مطالعه بر روی چند حالت

1. Virtual Crack Closure  
2. Void  
3. Strain energy release rate

### ۳- مدل ناحیه چسبنده

امروزه مدل ناحیه چسبنده به عنوان یکی از کاراترین روش‌ها در پیش‌بینی جدایی بین لایه‌ای در قطعات می‌باشد. در این روش در محل‌هایی که احتمال رشد ترک وجود دارد، از المان‌های بین‌لایه‌ای استفاده می‌شود. از ویژگی‌های منحصربه‌فرد این روش نسبت به روش‌های مکانیک شکست، سادگی این روش در مدل‌سازی و پیش‌بینی شروع و رشد جدایی بین لایه‌ای به صورت همزمان بدون نیاز به مش‌بندی مجدد می‌باشد. رفتار المان‌های بین لایه‌ای با استفاده از رابطه ساختاری کشش-جدایش مشخص می‌شود. در شکل ۱ مدل ناحیه چسبنده کشش-جدایش دوخطی نمایش داده شده است.

#### ۳-۱- معیار شروع آسیب بین لایه‌ای: معیار تنش اسمی درجه دوم

این معیار مبتنی بر الگوگیری از معیار تسلیم ون-مایز، برهم‌کنش بین تنش‌ها در موده‌های مختلف را با استفاده از یک رابطه درجه دوم نسبت به استحکام موده‌های خالص (که ثابت مادی می‌باشند) به هم مرتبط می‌سازد. در این معیار آسیب زمانی شروع خواهد شد که رابطه زیر برقرار شود.

$$\left\{ \frac{t_n}{t_n^0} \right\}^2 + \left\{ \frac{t_s}{t_s^0} \right\}^2 + \left\{ \frac{t_t}{t_t^0} \right\}^2 = 1 \quad (1)$$

که در آن زیرنویس n مربوط به تنش قائم خارج صفحه‌ای و زیرنویس s و t مربوط به تنش‌های برشی خارج صفحه‌ای می‌باشند. بالانویس 0 نیز مربوط به مقادیر تنش‌های بحرانی حداکثر مدل ناحیه چسبنده (استحکام) می‌باشد. با توجه به اینکه تنش‌های عمودی فشاری باعث شروع و رشد جدایی بین لایه‌ای نمی‌شوند، در این رابطه از عملگر ماکولی < > استفاده شده که در صورت فشاری شدن تنش‌های عمودی، مقدار صفر را جایگزین خواهد کرد.

#### ۳-۲- معیارهای رشد جدایی بین لایه‌ای در ناحیه چسبنده

رشد آسیب، مشخص‌کننده کاهش سفتی ماده بعد از ناحیه شروع آن می‌باشد. معیارهای مختلفی برای رشد آسیب در نظر گرفته شده است. بعضی از این معیارها بر پایه تنش بوده و برخی دیگر با استفاده از انرژی به پیش‌بینی میزان رشد آسیب در نمونه می‌پردازند.

با توجه به شکل ۱ در ناحیه آسیب مؤلفه‌های تنش بر حسب کرنش در قانون کشش-جدایش را می‌توان به صورت زیر نوشت [۱].

$$\sigma_n = \begin{cases} (1-D)k\varepsilon_n & \varepsilon_n \geq 0 \\ k\varepsilon_n & \varepsilon_n < 0 \end{cases} \quad (2)$$

$$\sigma_s = (1-D)k\varepsilon_s$$

$$\sigma_t = (1-D)k\varepsilon_t$$



شکل ۱ رشد خطی آسیب در ناحیه چسبی [۶]

که در آن n جهت نرمال و t و s جهات برشی، k سفتی اولیه (که یک ثابت مادی است) و D متغیر آسیب می‌باشد که برابر نسبت افت سفتی به سفتی اولیه است. یکی از معروفترین معیارهای متناظر با آسیب کامل بر اساس انرژی، معیار B-K می‌باشد. این معیار مطابق رابطه ۳ می‌باشد. در این معیار نرخ آزادسازی انرژی کرنشی بحرانی در موده‌های برشی خالص با هم برابر فرض می‌شود.

$$G_T = G_I^C + (G_{II}^C - G_I^C) \left\{ \frac{G_{Shear}}{G_T} \right\}^\eta \quad (3)$$

که  $G_T = G_I + G_{Shear}$ ,  $G_{Shear} = G_{II} + G_{III}$  و بالانویس C مربوط به مقادیر نرخ آزادسازی انرژی کرنشی بحرانی در موده‌های خالص (چقرمگی شکست) می‌باشد. ثابت مادی چقرمگی شکست مربوط به مود بازشوندگی و برشی به ترتیب می‌توانند از آزمایش‌های DCB<sup>۱</sup> و ENF<sup>۲</sup> به دست آیند.  $\eta$  نیز ثابت مادی مربوط به معیار B-K می‌باشد که از آزمایش خمش مود ترکیبی (MMB)<sup>۳</sup> به دست می‌آید. جزئیات مدل ناحیه چسبنده به کار گرفته شده در مرجع [۱۲] آمده است.

#### ۴- مدل تخریب درون لایه‌ای لادوز

در تئوری مکانیک خرابی پیوسته فرض بر این است که پاسخ یک لایه تخریب شده کامپوزیت، می‌تواند با کاهش مدول الاستیک بیان شود. متغیرهای خرابی تابعی از نیروهای ترمودینامیکی است که به عنوان یک متغیر تکامل دهنده آسیب عمل می‌کند. عناصر به کار گرفته شده در مدل تخریب درون-لایه‌ای لادوز در ذیل بیان می‌گردد.

#### ۴-۱- تنش مؤثر

نقطه شروع کاربرد مدل مکانیک پیوسته برای کامپوزیتی چندلایه بررسی یک‌لایه از چندلایه در وضعیت تنش صفحه‌ای و تعیین تنش مؤثر می‌باشد [۱۸]. چرا که در یک لایه آسیب دیده، نیروهای ترمودینامیکی تابع تنش‌های مؤثر می‌باشند. این تنش‌ها بر حسب متغیرهای آسیب و تنش‌های واقعی به صورت ذیل بیان می‌گردد.

$$\{\bar{\sigma}\} = \left\{ \begin{array}{c} \frac{\sigma_{11}}{(1-d_1)} \\ \frac{(\sigma_{22})_+}{(1-d_2)} + (\sigma_{22})_- \\ \frac{\sigma_{12}}{(1-d_6)} \end{array} \right\} \quad (4)$$

تنش مؤثر از طریق ماتریس سفتی اولیه به کرنش مرتبط می‌شود. تنش واقعی نیز از طریق رابطه ۴ به تنش مؤثر مرتبط می‌گردد و لذا در نهایت عناصر ماتریس سفتی نهایی (که مرتبط کننده تنش واقعی و کرنش می‌باشند) به صورت تابعی از متغیرهای آسیب در جهت الیاف ( $d_i$ ), در جهت ماتریسی ( $d_2$ ) و متغیر آسیب برشی ( $d_6$ ) محاسبه می‌گردند. با توجه به آن که تنش‌های فشاری در جهت ماتریس در ترک ماتریسی بی‌تأثیرند، در رابطه اخیر از عملگر < > استفاده شده است که برای تنش‌های فشاری در جهت عمود برالیاف، متغیر آسیب متناظر اعمال نمی‌شود.

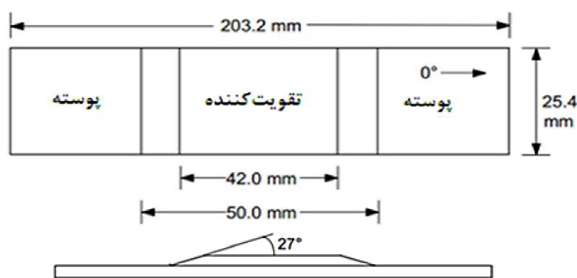
#### ۴-۲ نیروهای ترمودینامیکی

همانطور که بیان شد، عامل کنترل کننده میزان آسیب نیروهای ترمودینامیکی می‌باشند.

1. Fracture toughness  
2. Double Cantilever Beam  
3. End Notched Flexure  
4. Mixed Mode Bending

لایه تشکیل شده به صورت [45/90/-45/0/90]s است. چسب واسط پوسته- تقویت کننده نیز CYTEC 1515 می باشد که خواص مربوط به مدل ناحیه چسبیده آن در جدول ۲ داده شده است [۶،۵]. مقدار سفتی اولیه در فضای تنش- کرنش برابر سفتی کامپوزیت در جهت ضخامت در نظر گرفته می شود که به دلیل خاصیت همسانگرد عرضی برابر سفتی عرضی است. باید توجه داشت که این سفتی با توجه به شرایط نرم افزار که داده های تنش- جابجایی را می گیرد، در تحلیل بر ضخامت المان چسبیده تقسیم شده و با توجه به ضخامت پایین المان چسبیده، مقدار آن بالا می رود.

ناحیه چسبی بین تقویت کننده و پوسته ابتدا به صورت دوبعدی مدلسازی و مورد مطالعه قرار گرفته است. در حالت دوم نیز این ناحیه با استفاده از المان های سه بعدی چسبیده هشت گرهی COH3D8 با ضخامت کم مدل شده است. ضخامت اتصال چسبی (mm) ۰/۰۱ در نظر گرفته شده است. المان های استفاده شده در قسمت های دیگر مدل نیز C3D8I می باشد.



شکل ۲ مشخصات هندسی نمونه [۱۲]

جدول ۱ مشخصات مکانیکی M6/3501-6 استفاده شده در لایه های پوسته - تقویت کننده [۵]

$E_x$ (GPa)	$E_y = E_z$ (GPa)	$G_{xy} = G_{xz}$ (GPa)	$G_{yz}$ (GPa)	$\nu_{xy} = \nu_{xz}$	$\nu_{yz}$
۱۴۴/۷	۹/۶۵	۵/۲	۳/۴	۰/۳	۰/۴۵

جدول ۲ خواص المان بین لایه های استفاده شده در چسب بین پوسته و تقویت کننده

به کار رفته برای اعتبارسنجی [۶]

$\sigma_0$ (MPa)	$\tau_0$ (MPa)	$G_{IC}$ (N/mm)	$G_{IIC}$ (N/mm)	$\eta$
۶۱	۶۸	۰/۰۷۵	۰/۵۴۷	۱/۴۵

در جدول ۲،  $\sigma_0$  و  $\tau_0$  به ترتیب استحکام های کششی و برشی اتصال چسبی متناظر با نقطه ماکزیم نمودار تنش- جابجایی می باشند. همچنین  $G_{IC}$  و  $G_{IIC}$  به ترتیب چقرمگی های شکست مربوط به مودهای بازشوندگی و برشی می باشند.  $\eta$  نیز ثابت مادی مربوط به شرایط مود ترکیبی در معیار B-K می باشد.

در مثال مورد بررسی بارگذاری به صورت جابجایی کششی به انتهای نمونه وارد شده است که در شکل ۳ نمایش داده شده است. به علاوه با توجه به نتایج حاصل از آزمایش، تنش اولیه ای به صورت تفاوت دمایی محل ساخت و محل آزمایش مورد استفاده قرار گرفته است که در نتیجه آن ۱۵۷ درجه سانتی گراد به عنوان تفاوت دمایی پخت و دمایی اتاق در نظر گرفته شده است و معرف تنش های پسماند در مدل واقعی می باشد.

نتایج حاصل از تحلیل پوسته-تقویت کننده "بدون در نظر گرفتن آسیب درون لایه ای" به صورت نمودار نیرو - جابجایی در شکل ۴ رسم شده است. نیروی نمایش داده شده به صورت نیروی تکیه گاهی در انتهای نمونه می باشد.

بر مبنای مشتقات جزئی چگالی انرژی کرنشی به صورت رابطه ای از تنش و سفتی در رابطه های ۵ و ۶ معرفی می شوند.

$$Y_2 = \frac{\partial E_D}{\partial d_2} \Big|_{\bar{\sigma}, d_1, d_6; const} = \frac{\langle \sigma_{22} \rangle_+^2}{2E_2^0(1-d_2)^2} \quad (5)$$

$$Y_6 = \frac{\partial E_D}{\partial d_6} \Big|_{\bar{\sigma}, d_1, d_2; const} = \frac{\sigma_{12}^2}{2G_{12}^0(1-d_6)} \quad (6)$$

### ۳-۴ معیار پیشروی تخریب

در مدل لادوز متغیرهای کنترل کننده تخریب به صورت زیر در نظر گرفته می شوند.

$$\begin{cases} Y_2(t) = \max\{Y_2(\tau)\} & \tau \leq t \\ \tilde{Y}(t) = \max\{Y_6(\tau) + bY_2(\tau)\} & \tau \leq t \end{cases} \quad (7)$$

که در آن  $t$  زمان جاری و  $b$  یکی از ثابت های مادی مدل می باشد. با در نظر گرفتن حداکثر در رابطه ۷، شرط بازگشت ناپذیری متغیر آسیب نیز لحاظ خواهد شد. متغیرهای آسیب مربوط به تخریب در جهت ماتریس (عمود بر الیاف) و تخریب برشی به ترتیب به صورت دو رابطه زیر بیان می شوند [۱۸].

$$d_2 = \begin{cases} \min \left( 1, \frac{\langle \sqrt{\tilde{Y}} - \sqrt{Y_0} \rangle_+}{\sqrt{Y_c}} \right) & \text{if } Y_2 < Y_2^C \\ 1 & \text{if } Y_2 \geq Y_2^C \end{cases} \quad (8)$$

$$d_6 = \begin{cases} \min \left( 1, \frac{\langle \sqrt{\tilde{Y}} - \sqrt{Y_0} \rangle_+}{\sqrt{Y_c}} \right) & \text{if } Y_2 < Y_2^C \\ 1 & \text{if } Y_2 \geq Y_2^C \end{cases} \quad (9)$$

ثابت های مجهول در رابطه ۸ و ۹ ( $Y_2^C, Y_0, \tilde{Y}_0, Y_c, \tilde{Y}_c$ ) دیگر ضرایب مادی معیار لادوز می باشند که جزئیات آن ها در [۱۸] شرح داده شده است. بایستی اشاره نمود که با توجه به تردی شکست در جهت الیاف، فرض می شود که متغیر آسیب در جهت الیاف در صورت رسیدن تنش مربوطه به استحکام متناظر به یک می رسد. به علاوه با توجه به رفتار تقریباً ترد کامپوزیت های پلیمری از پلاستیسیته زمینه صرف نظر شده است.

روند بیان شده برای مدل لادوز با استفاده از ماده نوشته شده توسط کاربر (Umat) در نرم افزار آباکوس به صورت زیر برنامه کدنویسی شده و در تحلیل جدایش پوسته-تقویت کننده به کار گرفته شده است.

### ۵- اعتبارسنجی و بررسی مدل المان محدود

در این بخش به منظور اعتبار سنجی روش پیاده سازی شده، نتایج حاصل از پیاده سازی مدل لادوز و به کارگیری مدل ناحیه چسبیده برای پیش بینی آسیب در نمونه پوسته-تقویت کننده مورد بررسی قرار می گیرد. تحلیل توسط نرم افزار ABAQUS 6-12-1 و با استفاده از روند بیان شده در بخش های قبل، انجام شده است. در ابتدا نتایج حاصل از تحلیل برای نمونه پوسته-تقویت کننده با نتایج آزمایش ارائه شده در مرجع [۵] مقایسه شده است.

مشخصات هندسی نمونه مورد بررسی در شکل ۲ نمایش داده شده است. پوسته و تقویت کننده در این نمونه از ماده IM6/3501-6 ساخته شده است که اطلاعات مربوط به ماتریس سفتی این ماده در جدول ۱ ارائه شده است.

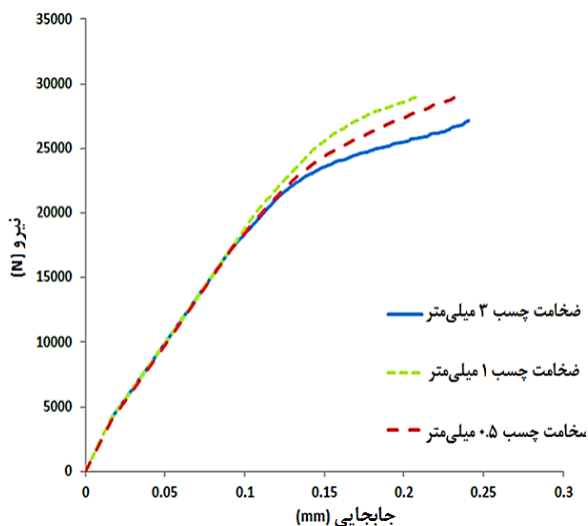
پوسته دارای ۱۴ لایه می باشد که لایه چینی آن به صورت [0/45/90/-45/45/-45/0]s می باشد و لایه چینی تقویت کننده نیز که از ۱۰

در نهایت می توان نتیجه گرفت مقدار ضخامت چسب نباید از ۲۰٪ ضخامت کل چندلایه ای فراتر رود.

در ادامه این پژوهش به منظور بررسی کمی جدایش اتصال چسبی، نمودار ضریب خرابی در سطح مقطع با تعریف زیر به عنوان معیار تشخیص شروع خرابی و پیشرفت آن مورد ارزیابی قرار گرفته است که در آن  $A_D$  معرف مساحت تخریب شده و  $A_T$  مساحت کل سطح مقطع می باشد:

$$D = \frac{A_D}{A_T} \quad (10)$$

به منظور بررسی اهمیت در نظر گرفتن تخریب درون لایه ای در پیش بینی مناسب بار شکست، ضریب تخریب چسب در دو حالت مورد بررسی قرار می گیرد. حالت اول بدون در نظر گرفتن تخریب درون لایه ای است و در حالت دوم تخریب درون لایه ای با استفاده از پیاده سازی مدل تخریب لادووز در نظر گرفته شده است. نتایج این تحلیل منشا تفاوت نتایج آزمایشی با نتایج تحلیل بدون در نظر گرفتن تخریب درون لایه ای را نیز نشان می دهد. ضرایب مادی معیار لادووز برای کامپوزیت مورد استفاده در پوسته- تقویت کننده مورد بررسی در جدول ۳ آورده شده است [۲۰،۱۹].



شکل ۵ نمودار نیرو - جابجایی پوسته- تقویت کننده برای ضخامت های مختلف چسب

جدول ۳ ثابت های مادی معیار تخریب درون لایه ای لادووز [۲۰،۱۹]

b	$Y_0$ (MPa)	$Y_c$ (MPa)	$\dot{Y}_c$ (MPa)	$\dot{Y}_0$ (MPa)	$Y_{z2}$ (MPa)
۲/۵	۰/۰۲۲۵	۷/۶۳	۱۴/۲۹	۰/۰۵۷۶	۰/۴۹

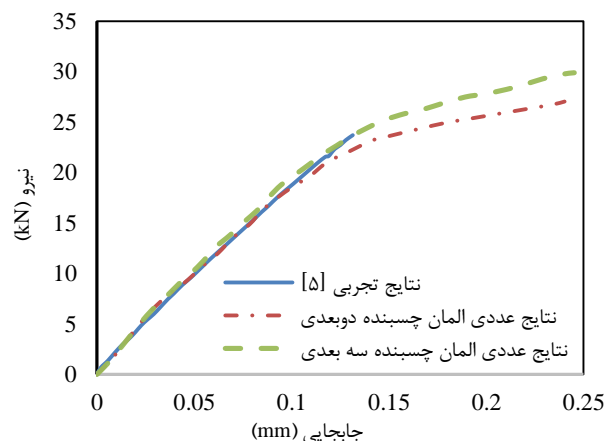
توجه شود که همانطور که قبلا نیز بیان شد، متغیر آسیب در جهت الیاف در صورت رسیدن تنش مربوطه به استحکام ماده، به یک می رسد. استحکام های کششی و فشاری در راستای الیاف کامپوزیت مورد استفاده در پوسته- تقویت کننده مورد بررسی به ترتیب برابر ۲۲۸۰ و ۱۷۲۵ مگاپاسکال می باشند [۱۹].

در شکل ۶ ضریب تخریب چسب در دو حالت بیان شده، نمایش داده شده است. همانطور که از شکل ۶ می توان ملاحظه نمود، با لحاظ نمودن تخریب درون لایه ای، قبل از شروع جدایش اتصال چسبی، ترک ماتریسی در لایه ۴۵ درجه تقویت کننده که در مجاورت اتصال چسبی قرار دارد، شروع می شود که نتایج [۲۱،۵] نیز صحت این موضوع را تایید می کند. لذا این

مطابق این شکل، در نقطه متناظر با تخریب نهایی اتصال در آزمایش، ما شاهد افت شدید سفتی سازه در نتایج عددی می باشیم که نشانگر تخریب قابل توجه در اتصال چسبی می باشد که در آزمایش نیز مشاهده می شود. البته مطابق شکل ۴ بار نهایی پیش بینی شده در هر دو حالت المان دوبعدی و سه بعدی بیشتر از بار حداکثر آزمایشی می باشد که دلیل اصلی آن عدم در نظر گرفتن تخریب های درون لایه در این تحلیل است که با توجه به شروع تخریب های درون لایه در نمونه تست این نیرو مقدار کمتری دارد که این موضوع در ادامه بررسی خواهد شد. نکته دیگری که بایستی اشاره نمود این است که شکل ۴ نشانگر تفاوت استفاده از دو نوع المان سه بعدی و دوبعدی نیز می باشد. در حالت استفاده از المان دوبعدی زمان وقوع غیرخطی شدن قابل توجه در سازه پایین تر از بار شکست تجربی می باشد و کاهش قابل توجه سفتی سازه را در بار پایین تر نشان می دهد اما در حالت المان سه بعدی نتایج افت قابل توجه سفتی و در نتیجه جدایش قابل ملاحظه بین پوسته و تقویت کننده در نزدیکی بار ۲۴/۸ (kN) مشاهده می شود که کمی بیش از باند فوقانی نتایج آزمایشی است.



شکل ۳ نحوه بارگذاری مدل



شکل ۴ نمودار نیرو- جابجایی پوسته- تقویت کننده بدون در نظر گرفتن تخریب درون لایه ای

در این قسمت اثر تغییرات ضخامت ناحیه چسبی بر نمودار نیرو- جابجایی که در شکل ۵ رسم شده، مورد بررسی قرار گرفته است. با توجه به اینکه برای تعیین ضخامت چسب در زمان طراحی معیار دقیقی وجود ندارد از نتایج این تحلیل می توان برای شروع طراحی استفاده کرد.

در شکل ۵ سه ضخامت برای ناحیه چسبی در نظر گرفته شده است. در ضخامت (mm) ۰/۵ نتایج با نتایج آزمایش همخوانی قابل قبولی دارد. در حالت ثانویه ضخامت دو برابر شده است که باز هم مشاهده می شود که تغییرات چندانی در نتایج رخ نداده است. اما با افزایش ۳ برابری ضخامت و رساندن به (mm) ۳ مشاهده می شود که نتایج به صورت ناگهانی افت کرده و تخریب هم زودتر آغاز شده و هم پیشرفت سریع تری دارد.

نتیجه حاصل از این تحلیل نشان می دهد که در صورت افزایش بیش از حد ضخامت اتصال چسبی نسبت به ضخامت پوسته و تقویت کننده شکست اتصال چسبی زودتر رخ می دهد.

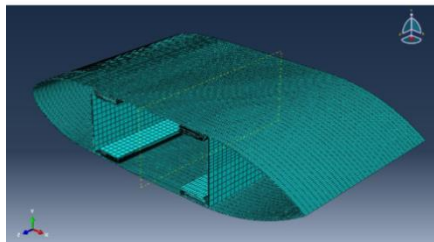
لازم به ذکر است که این خرابی‌ها در مجموعه المان‌های لایه ۴۵ درجه تقویت‌کننده که در مجاورت اتصال چسبی قرار دارد، مورد بررسی قرار گرفته است، در نتیجه مقدار آن به صورت میانگین می‌باشد.

مطابق شکل ۷ میانگین آسیب برشی ماتریس عدد پایینی را نشان می‌دهد که در نتیجه آن تخریب جدی در المان‌های تقویت‌کننده تا زمان شکست اولین المان ۴۵ در سازه مشاهده نمی‌شود اما در عین حال شکل‌گیری ترک‌های ماتریسی در لبه‌های تقویت‌کننده به واسطه اثرات لبه‌ای و تفاوت خواص دو لایه مجاور غیر هم جهت، موجب تسریع و تشدید در شکل‌گیری جدایی بین لایه‌ای می‌شود.

لازم به ذکر است که نتایج تحلیل نشان داد که تخریب ماتریس در جهت برشی زودتر از بقیه مودها آغاز می‌گردد و این روند تا شکست اولین لایه ۴۵ درجه پیش می‌رود و تا زمان جدایش پوسته از تقویت‌کننده شکست دیگری در لایه‌ها رخ نمی‌دهد.

#### ۶- تحلیل جدایش اتصالات بال با استفاده از المان چسبیده

در این قسمت رشد آسیب در اتصال چسبی پوسته-تقویت‌کننده بخشی از طول یک بال کامپوزیتی با استفاده از رویکرد بیان شده در بخش‌های قبل مورد بررسی قرار می‌گیرد. طول بال برش خورده مورد بررسی ۴۰۰ میلی‌متر و عرض آن نیز ۶۰۰ میلی‌متر می‌باشد. این بال شامل دو اسپار در داخل ایرفویل می‌باشد که فاصله دو اسپار از یکدیگر ۳۰۰ میلی‌متر می‌باشد. ارتفاع اسپارها ۲۰۰ میلی‌متر و اندازه سرپوش<sup>۱</sup> اسپار (mm) ۷۰ می‌باشد. اتصال بین ایرفویل و اسپارها از نوع اتصال چسبی می‌باشد. در شکل ۸ نمایی از پوسته و اسپار و اتصال مدل‌سازی شده را می‌توان مشاهده نمود.



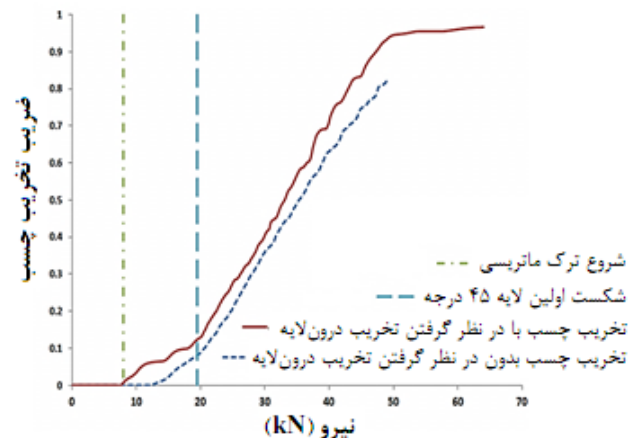
شکل ۸ مدل نمونه بال المان بندی شده

جنس کامپوزیت به کار رفته در پوسته و اسپار، کامپوزیت الیافی با زمینه اپوکسی و الیاف کربن T700 می‌باشد. لایه‌چینی پوسته به صورت  $[0_f, 45_f, 45_f, 0_f]$  و لایه‌چینی سرپوش هر کدام از اسپارها به صورت  $[0_f, 0_s, 45_f, 0_s, 45_f, 0_s, 0_f, 0_s, 45_f, 0_s, 45_f, 0_s, 45_f, 0_s, 0_f]$  می‌باشد. لازم به ذکر است که لایه‌چینی‌های بیان شده به صورت  $0_n$  بیانگر n لایه کامپوزیت تک-جهته (UD) با زاویه صفر درجه،  $0_f$  بیانگر پارچه (لایه‌های بافته شده) متعامد  $0/90$  و  $45_f$  بیانگر پارچه بافته شده که ۴۵ درجه چرخیده (معادل ۴۵/۴۵) می‌باشد. همچنین با توجه به آن که عمده تنش خمشی توسط سرپوش اسپار تحمل می‌شود، جان اسپار فقط شامل پارچه و با ضخامت کمتر بوده و لذا لایه چینی آن به صورت  $[0_f, 45_f, 45_f, 0_f, 45_f, 45_f, 0_f]$  است. در لایه‌چینی‌های مذکور زاویه نسبت به محور طولی بال بیان شده است. ضمناً هر یک از لایه‌های به کار رفته در بال دارای ضخامت  $0.3/3$  (mm) می‌باشند. همان‌طور که ملاحظه می‌شود به منظور کاهش اثرات عدم تطابق خواص و تنش‌های بی

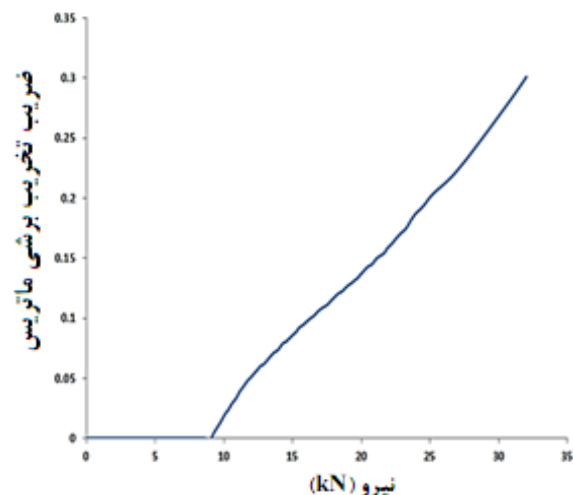
ترک‌های ماتریسی شروع جدایی بین لایه‌ای را تسریع می‌کنند. به علاوه نتایج تحلیل نشان داد که با در نظر گرفتن تخریب درون لایه‌های نیروی متناظر با افت قابل توجه در سفتی نمونه از ۲۴/۸ تا حدود ۲۳/۵ کاهش می‌یابد که در نتیجه با نتایج آزمایش همخوانی بهتری پیدا می‌کند.

نتایج شکل ۶ اهمیت لحاظ نمودن خرابی درون لایه‌ای در پیش‌بینی دقیق‌تر جدایش اتصال چسبی را نشان می‌دهد. همان‌طور که ملاحظه می‌شود، اثرات خرابی کامپوزیت به‌ویژه خرابی در جهت عمود بر الیاف و خرابی‌های برشی اثر قابل توجهی بر شروع تخریب اتصال چسبی در ابتدا داشته است و در رشد آسیب آن نیز این اختلاف (البته با شدت کمتر) مشاهده می‌شود. لذا در مدلی که تخریب درون لایه‌ای با استفاده از مدل خرابی لادووز در نظر گرفته شده است، شروع تخریب چسب تسریع می‌شود و به مقدار نهایی خود نیز زودتر می‌رسد. در واقع با اعمال معیار لادووز مشاهده می‌شود که اگرچه در روند کلی تخریب اتصال چسبی تغییری ایجاد نمی‌شود اما ترک‌های ماتریسی و در نتیجه آن کاهش مدول الاستیسیته سازه موجب افزایش سهم بار اتصال چسبی می‌شود و همچنین در نقاط مرزی موجب افزایش تمرکز تنش شده و میزان و نرخ تخریب چسب را سرعت می‌بخشد.

به منظور ارزیابی شدت ترک‌های ماتریسی، در شکل ۷ تغییرات متغیر آسیب برشی  $(d_s)$  در لایه ۴۵ درجه تقویت‌کننده نشان داده شده است.



شکل ۶ تغییرات ضریب تخریب چسب با افزایش بار اعمالی به نمونه



شکل ۷ متوسط آسیب برشی متناظر با ترک ماتریسی در لایه ۴۵ درجه تقویت‌کننده

1. Cap  
2. Unidirectional

لایه‌ای لایه چینی پوسته و اسپار در مجاورت محل اتصال چسبی آن‌ها به صورت هم‌نوع  $0_f$  انتخاب شده است. خواص مادی مربوط به ماتریس سفتی کامپوزیت مورد بررسی در جدول ۴ و ۵ آورده شده است. همچنین داده‌های مادی مربوط به مدل لادوز جهت تخریب درون لایه‌ای نیز در جدول ۶ آورده شده است [۲۳،۲۲]. توجه شود که همانطور که قبلاً نیز بیان شد، متغیر آسیب در جهت الیاف در صورت رسیدن تنش مربوطه به استحکام ماده، به یک می‌رسد. استحکام‌های کششی و فشاری در راستای الیاف کامپوزیت مورد استفاده در پوسته- تقویت‌کننده مورد بررسی به ترتیب برابر ۲۰۰۰ و ۱۱۸۰ مگاپاسکال می‌باشند [۲۴].

ثابت‌های مادی مربوط به اتصال چسبی نیز در جدول ۷ ارائه شده است [۲۲]. مقدار سفتی اولیه در فضای تنش- کرنش برابر سفتی کامپوزیت در جهت ضخامت در نظر گرفته می‌شود که به دلیل خاصیت همسانگرد عرضی برابر سفتی عرضی است، باید توجه داشت که این سفتی با توجه به شرایط نرم‌افزار که داده‌های تنش-جابجایی را می‌گیرد، در تحلیل بر ضخامت ناحیه چسبی تقسیم شده و بر حسب یکای تنش تقسیم بر واحد طول وارد می‌شود.

**جدول ۴** مشخصات مکانیکی پارچه Carbon T-700 استفاده شده در بال

$E_x = E_y$ (GPa)	$E_z$ (GPa)	$G_{xy}$ (GPa)	$G_{xz} = G_{yz}$ (GPa)	$\nu_{xy}$	$\nu_{xz} = \nu_{yz}$
۵۷	۷	۴	۱/۲	۰/۰۶	۰/۳

**جدول ۵** مشخصات مکانیکی لایه تک چفته Carbon T-700 استفاده شده در بال

$E_x$ (GPa)	$E_y = E_z$ (GPa)	$G_{xy} = G_{xz}$ (GPa)	$G_{yz}$ (GPa)	$\nu_{xy} = \nu_{xz}$	$\nu_{yz}$
۱۰۰	۷	۵	۱/۳	۰/۳	۰/۳

**جدول ۶** ثابت‌های مادی معیار تخریب درون لایه‌ای لادوز [۲۳،۲۲]

b	$Y_0$ (MPa)	$Y_c$ (MPa)	$\bar{Y}_c$ (MPa)	$\bar{Y}_0$ (MPa)	$Y^c_2$ (MPa)
۲/۵۳	۰/۰۰۲۳	۹/۶۱	۷/۵۶	۰/۰۰۴۹	۰/۳۱۹

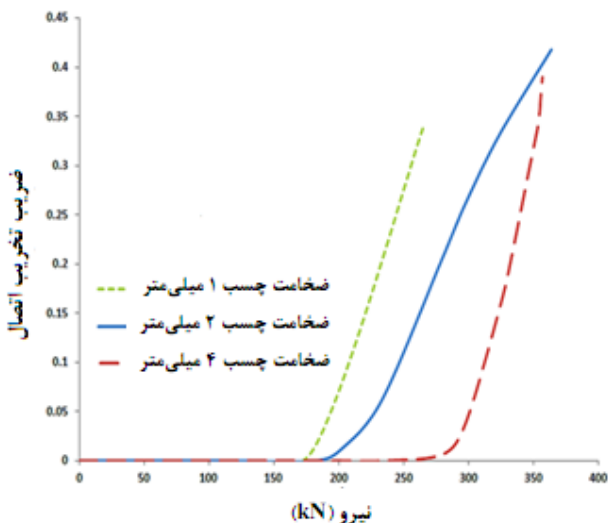
**جدول ۷** خواص المان بین لایه‌ای در چسب بین پوسته و تقویت‌کننده [۲۲]

$\sigma_0$ (MPa)	$\tau_0$ (MPa)	$G_{Ic}$ (N/mm)	$G_{IIc}$ (N/mm)	$\eta$
۵۱	۹۰	۰/۳۴	۱/۳۹	۱/۶

**۱-۶ بررسی اثر ضخامت اتصال چسبی پوسته- تقویت کننده بال**

در این بخش تحلیل جدایش اتصال چسبی بال مبتنی بر مدل ساخته شده در شکل ۸ و با بارگذاری کششی مطابق آنچه که بیان شد، انجام گرفته و اثرات ضخامت اتصال چسبی بر جدایش آن مورد بررسی قرار می‌گیرد. لازم به ذکر است که در اینجا بار اعمالی بر کل نمونه اعمال شده است، لذا نیروی متوسط اعمالی در هر نیمه مقطع بال برابر نصف این نیرو می‌باشد. مشابه آنچه که در نمونه پوسته-تقویت کننده در بخش ۵ بیان شد، ضریب تخریب اتصال چسبی بر حسب مقدار نیروی متوسط اعمالی در شکل ۹ رسم شده است. همانطور که از شکل ۹ ملاحظه می‌شود در باری حدوداً برابر ۱۸۵ KN تخریب در اتصال چسبی آغاز می‌شود که در نتیجه نیروی متوسط در هر نیمه بال در آستانه تخریب اتصال چسبی تقریباً برابر ۹۲ KN می‌باشد.

عمده تنشی که اتصال چسبی تحمل می‌کند، تنش‌های خارج صفحه‌ای (که بر صفحه اتصال چسبی اثر می‌کند) است. با توجه به شکل بال و اتصال چسبی پوسته و اسپار، نیروی برآ می‌تواند عامل اصلی ایجاد چنین تنش‌هایی باشد. همچنین با توجه به ضخامت بالاتر سرپوش اسپار در مقایسه با جان آن عمده تنش خمشی توسط سرپوش اسپار تحمل می‌شود. از آنجایی که نیروی برآ در مقایسه با نیروی پس‌آ مقدار قابل ملاحظه‌تری دارد و با توجه به آن که بازوی گشتاوری تحملی نیروی برآ در مقطع بال (ارتفاع اسپار) در مقایسه با ضخامت سرپوش اسپار بزرگ می‌باشد، با تقریب قابل قبولی می‌توان با در نظر گرفتن و اعمال توزیع یکنواخت کرنش محوری در سرپوش اسپار و آنالیز تخریب بال، حد بالای نیروی متوسط قابل تحمل در هر نیمه مقطع بال مورد نظر را به دست آورد. با داشتن این نیرو و بازوی گشتاور تقریبی (ارتفاع اسپار) می‌توان حد بالای ممان خمشی قابل تحمل در مقطع مورد نظر بال را محاسبه نمود و با داشتن توزیع نیروهای آئرو دینامیکی موثر بر بال در شرایط

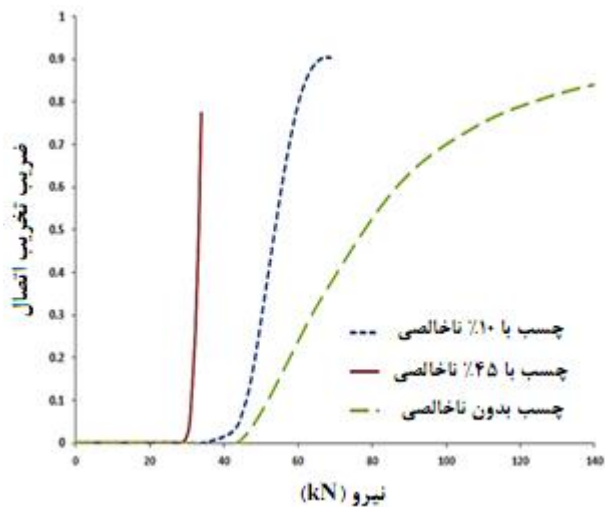


شکل ۹ تغییرات ضریب تخریب اتصال چسبی بال بر حسب متوسط بار اعمالی بر کل نمونه در ضخامت‌های متفاوت اتصال چسبی

1. Lift  
2. Drag

قبولی منطبق است که نشان می‌دهد در عمل نیز فرض تحمل عمده بار توسط اسپار صحیح می‌باشد.

در نمودار ۱۱ مشاهده می‌شود که در حالت ۴۵٪ ناخالصی شروع بار تخریب نصف می‌شود و نکته مهم‌تر افزایش کاملاً ناگهانی ناحیه تخریب است که به صورت ناگهانی سطح مقطع چسب را فرا می‌گیرد و جدایش کامل قطعات را سرعت می‌بخشد. مقدار ۱۰٪ ناخالصی نیز گرچه به میزان زیادی بار اولیه را کاهش نداده اما موجب تسریع در روند تخریب شده است. نتایج شکل ۱۱ نشان می‌دهد، عدم اتصال چسبی کامل قطعات و وجود ناخالصی در چسب در استحکام اتصال تأثیر بسزایی دارد و علاوه بر بار شروع تخریب می‌تواند بر روند پیشرفت تخریب نیز تأثیر بسیار زیادی داشته باشد. لذا در این زمینه هم بایستی در انتخاب چسب و ساخت قطعات دقت کافی صورت گیرد و هم در طراحی ضریب اطمینان کافی در این زمینه لحاظ شود.



شکل ۱۱ تغییرات ضریب خرابی اتصال چسبی بر حسب متوسط بار اعمالی بر نمونه شامل یک اسپار در ناخالصی‌های مختلف چسب

### ۳-۶- بررسی و صحت‌سنجی اثرات نوع اعمال بارگذاری

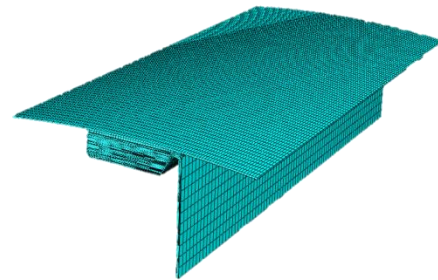
در دو بخش گذشته با یک تقریب ساده‌کننده تحلیل جدایش اتصال چسبی مبتنی بر اعمال بار یکنواخت بر سرپوش اسپار انجام شد. در این بخش به منظور بررسی میزان صحت تقریب یاد شده و به دست آوردن حاشیه اطمینانی که در صورت استفاده از این تقریب در محاسبه نیروی تخریب لازم است در نظر گرفته شود، با استفاده از توزیع نیروهای آئروپنایمیک روی بال با اعمال ممان خمشی و نیروی برشی مربوطه در یک سمت بال برش خورده به صورت نسبی و هم‌چنین اعمال کسر متناظر نیروی برشی در طول مقطع برش خورده بال، ممان خمشی بحرانی متناظر با تخریب در مقطع مقابل به دست آورده می‌شود و در نهایت نیروی متوسط قابل تحمل در هر نیمه مقطع بال مورد نظر محاسبه شده و با مقدار حاصل از تحلیل ساده شده مبتنی بر اعمال جابجایی بکنواخت مقایسه می‌گردد. نتایج تحلیل برای متوسط بار اعمالی بر یک نیمه مقطع بال در یکی از اسپارها در شکل ۱۲ نشان داده شده است. توجه شود که در مدل اسپار تحت بار چندجهته، به منظور مقایسه‌پذیری نتایج نیرویی در جهت طولی اسپار، تنها برای یک نیمه مقطع بال در یکی از اسپارها استخراج شده و نمایش داده شده است.

با توجه به نمودار ۱۲ در بال تحت بار چندجهته بار آستانه تخریب چسب کمی زودتر رخ داده است و در بار کمتری به تخریب کامل رسیده است که با

نتایج حاصل از شکل ۹ نشانگر اهمیت ویژه مقدار ضخامت چسب در استحکام اتصالات است. مشاهده می‌شود که با افزایش ضخامت چسب شروع تخریب به تأخیر می‌افتد اما این روند در مورد رشد تخریب دارای شرایط دیگری است. با توجه به نمودار، با افزایش ضخامت چسب به ۴ میلی‌متر، شروع تخریب به تأخیر می‌افتد اما رشد تخریب به صورت ناگهانی افزایش می‌یابد. می‌توان از بررسی ضخامت چسب در این نمودار و نمودار اولیه در اتصال پوسته به تقویت‌کننده نتیجه گرفت که افزایش ضخامت چسب بیش از ۲۰٪ ضخامت کل لایه چینی موجب افزایش سرعت رشد تخریب در اتصالات می‌شود.

### ۲-۶- بررسی اثر کیفیت اتصال چسبی پوسته-تقویت‌کننده بال

در این بخش اثرات کیفیت اتصال چسبی بین پوسته و اسپار بر بار تخریب آن مورد بررسی قرار گرفته است. با توجه به آنچه که در ابتدای بخش ۶ بیان شد، از آنجایی که عمده بار اعمالی بر مقطع بال توسط اسپار تحمل می‌شود، در این قسمت به منظور کاهش زمان اجرای نرم‌افزار و هم‌چنین بررسی صحت این موضوع، نیمه یکی از اسپارها در کنار بخشی از ایرفویل متصل به آن مطابق شکل ۱۰ مدل‌سازی شده و جدایش اتصال چسبی آن تحت بارگذاری کششی مورد بررسی قرار گرفته است. در مدل نشان داده شده در شکل ۱۰ عرض پوسته برش خورده برابر (mm) ۲۰۰ می‌باشد. در ضمن این مدل دارای ۹۰۰۰۰ المان سه بعدی می‌باشد.



شکل ۱۰ نحوه المان بندی نمونه ساده‌سازی شده بال

عدم اتصال کامل چسب و وجود ناخالصی در اتصال چسبی پدیده‌ای رایج و در عین حال موضوعی تأثیرگذار در استحکام اتصال می‌باشد. لذا همانطور که بیان شد، در این بخش هدف بررسی اثر کیفیت اتصال چسبی بر جدایش آن می‌باشد. بدین منظور ناخالصی به صورت سراسری در درون ناحیه چسبی به صورت کاهش یکنواخت همه خواص سفتی، استحکام و چقرمگی به میزان یک درصد معین که نشانگر عدم اتصال صحیح در هنگام ساخت و یا وجود حباب می‌باشد، اعمال شده است تا مطمئن‌ترین طراحی انجام گرفته باشد و اثرات میزان تأثیرگذاری اشکالات ساخت در استحکام اتصال چسبی نیز مورد بررسی قرار گیرد. در این تحلیل به نوعی آنالیز حساسیت نسبت به اهمیت دقت اندازه‌گیری مشخصات اتصال چسبی نیز انجام گرفته است.

در شکل ۱۱ ضریب تخریب اتصال چسبی بر حسب بار اعمالی در ناخالصی‌های مختلف چسب نشان داده شده است.

مطابق شکل ۱۱ در اتصال کامل چسبی که هیچ ناخالصی وجود ندارد، بار شروع تخریب اتصال چسبی تقریباً برابر ۴۴ kN می‌باشد که از آنجا که در این جا یکی از اسپارها مدل شده است، بار متوسط قابل تحمل توسط دو اسپار در یک نیمه مقطع برابر ۸۸ kN می‌باشد که بر مقدار بخش ۶-۱ (۹۲ kN) که کل ایرفویل بال مدل‌سازی شد و تحت بارگذاری قرار گرفت با تقریب قابل



نتایج نشان دادند که استفاده از المان‌های چسبی سه بعدی موجب نزدیک شدن نتایج حاصل از تحلیل خرابی ناحیه چسبی به نتایج آزمایش می‌شود، در حالی که استفاده از المان‌های دوبعدی در تحلیل موجب کاهش قابل توجه نیروی شروع و رشد خرابی در ناحیه چسبی می‌شود که در نتیجه آن، نتایج دوبعدی بسیار محتاطانه می‌باشد.

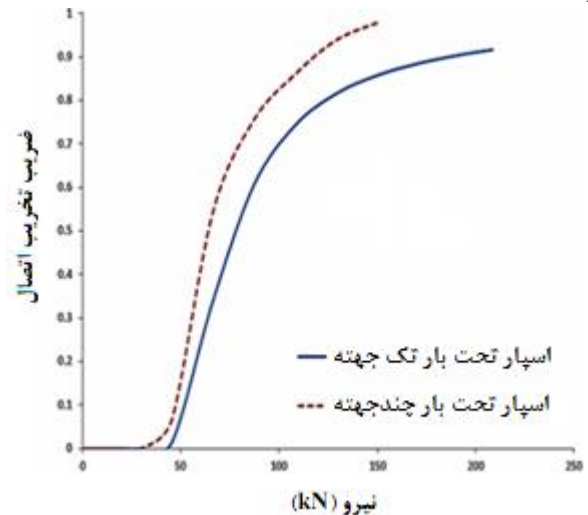
بررسی‌ها نشان دادند که ضخامت ناحیه چسبی در شروع و رشد تخریب بسیار مؤثر می‌باشد و با افزایش ضخامت ناحیه چسبی تا ۲۰٪ ضخامت کل لایه‌ها در اتصالات، شروع و رشد آسیب به تأخیر می‌افتد اما با افزایش ضخامت بیش از آن سرعت رشد تخریب به صورت ناگهانی افزایش می‌یابد.

اثرات کیفیت اتصال چسبی بر استحکام اتصال مورد بررسی قرار گرفت. نتایج نشان دادند که وجود ناخالصی در ناحیه چسبی تأثیر بسزایی در کاهش استحکام اتصال چسبی دارد به طوری که در صورت وجود ۴۵٪ ناخالصی بار شروع آسیب به میزان ۵۰٪ کاهش می‌یابد. لذا در این زمینه هم بایستی در انتخاب چسب و ساخت قطعات دقت کافی صورت گیرد و هم در طراحی ضریب اطمینان کافی در این زمینه لحاظ شود.

## ۸- مراجع

- [1] Barenblatt, G. I., "The Formation of equilibrium cracks during brittle fracture, general ideas and hypothesis. Axisymmetrical cracks," Journal of Applied Mathematics and Mechanics, (PMM), Vol. 23, pp. 622-636, 1959.
- [2] Dugdale, D. S., "Yielding of steel sheets containing slits," Journal of the Mechanics and Physics of Solids, Vol. 8, pp. 100-104, 1960.
- [3] Xu, X. P. and Needleman, A., "Void Nucleation by Inclusion Debonding in a Crystal Matrix". Modeling and Simulation in Materials Science and Engineering, Vol. 1, pp-111-132, 1993.
- [4] Tvergaard, V. and Hutchinson, J. W., "The Relation Between Crack Growth Resistance and Fracture Process Parameters in Elastic-Plastic Solids". J. Mech. Phys. Solids, Vol. 40, No. 6, pp-1377-97, 1992.
- [5] Cvitkovich, M. K., Krueger, R., O'Brien, T. K., and Minguet, P. J., "Debonding In composite skin/stringer configuration under multi-axial loading" Proceedings of the 13th Annual Technical Conference on Composite Materials, 1998.
- [6] Camanho, P. P., Davila, C. G. and Pinho, S. T., "Fracture analysis of composite co-cured structural joints using decohesion elements", Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures, Vol. 27, pp. 745-757, 2003.
- [7] Krueger, R., Minguet, P. J. and O'Brien, T. K., "A method for calculating strain energy release rates in preliminary design of composite skin/stringer debonding under multi-axial loading", Composite Structures: Theory and Practice, ASTM STP 1383, pp. 105-128, 2000.
- [8] Krueger, R. and Minguet, P. J., "Analysis of composite skin-stiffener debond specimens using a shell/3D modeling technique", Composite Structures, Vol. 81, pp. 41-59, 2007.
- [9] Hosseini-Toudeshky, H., Mohammadi, B., Hamidi, B. and Ovesy, H. R., "Analysis of composite skin/stiffener debonding and failure under uniaxial loading", Composite Structures, Vol. 75, pp. 428-436, 2006.
- [10] Wagner, W. and Balzani, C., "Simulation of delamination in stringer stiffened fiber-reinforced composite shells", Computers and Structures, Vol. 86, pp. 930-939, 2008.
- [11] Bertolini, J., Castanié, B., Barrau, J. J. and Navarro, J. P., "Multi-level experimental and numerical analysis of composite stiffener debonding. Part 1: Non-specific specimen level", Composite Structures, Vol. 90, pp. 381-391, 2009.
- [12] Mohammadi, B., Salimi-Majid, D. and Ali-Bakhshi, M. H., "Analysis of composite skin/stringer debonding and failure under static loading using cohesive zone model", In Persian, Modares Mechanical Engineering, Vol. 14, No. 1, pp. 17-25, 2015.
- [13] Shokrieh, M. M., Salamat-Talab, M. and Heidari-Rarani, M., "Numerical analysis of mode I delamination growth in laminated DCB specimens using cohesive zone models", In Persian, Modares Mechanical Engineering, Vol. 13, No. 1, pp. 38-48, 2013.
- [14] Ghaznavi, A., Khalili, S. M. R. and Ghaznavi, A., "Effect of joint geometry on the behavior and failure modes of sandwich t-joints under transverse static loads", In Persian, Journal of Modeling in Engineering, Vol. 12, No. 36, pp. 85-101, 2014.
- [15] Ahmadi Najabadi, M., Sedighi, M., Salehi, M., Hossini and Toudeshky, H., Analysis and detection of failure in aluminium/E-glass prepreg interface with acoustic emission", In Persian, Journal of Science and Technology of Composites, Vol. 1, No. 1, pp. 13-22, 2014.

توجه به تغییرات کرنش محوری در ارتفاع اسپار و اضافه شدن اثرات نیروی برشی امری بدیهی است اما با این حال با توجه به نزدیکی نتایج بار شروع تخریب در اسپار تحت بار تک‌جهته و چندجهته می‌توان نتیجه گرفت که طراحی بال در حالت کشش خالص تا حدود زیادی می‌تواند برای بال تحت بارگذاری چندجهته نیز پاسخ مناسبی داشته باشد. در واقع فرض ساده‌کننده انجام شده در بخش قبل دارای دقت مناسبی می‌باشد و با توجه به ضخامت بالای سرپوش اسپار عمده بار در این ناحیه تحمل می‌شود که با توجه به قابل ملاحظه بودن ارتفاع اسپار در مقایسه با ضخامت سرپوش اسپار کرنش یکنواخت بر این ناحیه فرض قابل قبولی است. با توجه به آن که بار آستانه تخریب در تحلیل اسپار تحت بار چندجهته تقریباً برابر ۳۵ kN و در اسپار تحت بار تک‌جهته برابر ۴۵ kN می‌باشد، حاشیه اطمینانی که در صورت اتخاذ فرض ساده‌کننده مزبور در طراحی بایستی لحاظ شود، برابر ۱/۳ می‌باشد. لذا می‌توان با در دست داشتن اطلاعات بارگذاری بال یک هواپیما و اعمال برآیند آن به صورت تک محوره بر اسپار نتایج قابل قبولی از عملکرد بال به دست آورد.



شکل ۱۲ مقایسه نتایج اسپار تحت بار تک‌جهته و اسپار در بال تحت بار چندجهته

## ۷- جمع‌بندی و نتیجه‌گیری

در این پژوهش به منظور پیش‌بینی رشد آسیب در اتصالات چسبی پوسته-تقویت کننده بال، مدل ناحیه چسبنده به کار گرفته شد. مزیت این روش، امکان مدلسازی رشد جدایی بین لایه‌های بدون نیاز به وجود ترک اولیه و المان بندی مجدد می‌باشد. به علاوه به منظور پیش‌بینی آسیب در بال کامپوزیتی، مدل آسیب پیش‌رونده لادوز در نرم افزار آباکوس با استفاده از کد نوشته شده توسط کاربر (Umat) پیاده‌سازی شد.

نتایج حاصل نشان از کارایی روش به کار گرفته شده داشت. نتایج نشان دادند که در نظر گرفتن آسیب‌های درون‌لایه‌ای توسط معیار لادوز اهمیت بالایی در پیش‌بینی مناسب جدایش اتصال چسبی دارد به طوری که می‌تواند موجب تسریع تخریب و حتی تغییر روند رشد تخریب گردد. در نمونه پوسته-تقویت کننده ایجاد ترک ماتریسی لایه ۴۵ درجه پیش از تخریب چسب پیش‌بینی شد که منطبق بر نتایج تجربی بود. لذا می‌توان، طراحی اتصالات را با توجه به شکست لایه اول و اعمال ضریب اطمینان مناسب انجام داد تا در نتیجه آن تخریب چسب به‌عنوان مود اصلی خرابی در سازه ایجاد نشود و اتصال چسبی در طول باربری سازه عملکرد مناسب داشته باشد.

- [16] Mohammadi, B. and Salimi-Majd, D., "Investigation of delamination and damage due to free edge effects in composite laminates using cohesive interface elements". *Eng Solid Mech*, Vol. 2, pp. 101-118, 2014.
- [17] Salimi-Majd, D. Azimzadeh, V. and Mohammadi, B., "Loading analysis of composite wind turbine blade for fatigue life prediction of adhesively bonded root joint". *Appl Compos Mater*, Accepted, 2015.
- [18] Ladeveze, P. and Le Dantec, E., "Damage modelling of the elementary ply for laminated composites", *Composites Science and Technology*, Vol. 43, pp. 257-267, 1992.
- [19] Daniel, M., "Engineering Mechanics of Composite Materials", 2nd Edition. New York: Oxford University Press, 2006.
- [20] O'Higgins, R. M. McCarthy, C. T. and McCarthy, M. A., "Identification of damage and plasticity parameters for continuum damage mechanics modeling of carbon and glass-reinforced composite materials", *Strain*, Vol. 47, pp. 105-115, 2011.
- [21] Dávila, C. G. Camanho, P. P. and Moura, M. F., "Progressive damage analyses of skin/stringer debonding", *Proceedings Of American Society of Composites Annual Technical Conference, 16th Technical Conference*, Blacksburg, 2001.
- [22] Huchette, C. Vandellos, T. and Laurin, F., "Influence of intralaminar damage on the delamination crack evolution", in: Riccio, A. (Eds.), *Damage growth in aerospace composites*, Springer Aerospace Technology, pp. 107-140, 2015.
- [23] Herakovich, C. T., "Mechanics of Fibrous Composites", J. Wiley & Sons, 1998.
- [24] Laurin, F. Carrere, N. and Maire, J. F., "Strength analysis methods for high stress gradient parts in composite structures ensuring design office requirements", *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 225, No. 3, pp. 291-301, 2011.