

## مقایسه سه معیار شکست مواد مرکب با استفاده از آزمون بارگذاری بال هواپیما

کارشناس ارشد، گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه اصفهان، اصفهان، ایران  
 استادیار، گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه اصفهان، اصفهان، ایران  
 دانشیار، گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه اصفهان، اصفهان، ایران  
 کارشناس ارشد، گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه اصفهان، اصفهان، ایران

وحید پور عبدالله قهفرخی  
 فرهاد حاجی ابوطالبی\*  
 حمید بهشتی  
 حمید ربیعان نجف آبادی

## چکیده

با توجه به گستردگی کاربرد مواد مرکب در صنایع مدرن و پیشرفته، پیش‌بینی دقیق رفتار آسیب و شکست این مواد از اهمیت بالایی برخوردار است. انجام آزمایش‌های تجربی کمتر و ساده‌تر، باعث کاهش هزینه و زمان گردیده، بنابراین، طراحی و تحلیل مواد فوق نیازمند شناخت و استفاده از معیارهای آسیب و شکست می‌باشد. در کشور ایران، این مواد بیشتر در ساخت هواپیما مورد استفاده قرار گرفته و به همین دلیل در این پژوهش قطعه بال هواپیما انتخاب گردیده و شبیه‌سازی می‌شود. به همین منظور، معیارهای آسیب و شکست پاک، تسای وو و سان با استفاده از یک زیربرنامه ضمنی در نرم افزار تجاری آباکوس پیاده سازی می‌گردند. پس از شبیه‌سازی بال هواپیما، با استفاده از سه معیار فوق مناطق آسیب دیده و نقاط بحرانی بال پیش‌بینی شده، نتایج حاصل از شبیه‌سازی‌های عددی با نتایج تجربی مقایسه و اعتبارسنجی می‌گردند. مقایسه نتایج عددی و عملی آشکار می‌کند که نتایج پیش‌بینی معیار آسیب پاک به نتایج عملی نزدیک‌تر بوده و برای پیش‌بینی آسیب در آزمون بارگذاری بال هواپیما مورد اطمینان بیشتری است. **واژه‌های کلیدی:** معیارهای آسیب و شکست، مواد مرکب، آزمون بارگذاری بال هواپیما، روش اجزاء محدود.

## Comparison of Three Composite Failure Criteria, using Airfoil Loading Test

V. Pourabdollah  
 F. Haji Aboutalebi  
 H. Beheshti  
 H. Rabieian

Department of Mechanical Engineering, University of Isfahan, Isfahan, Iran  
 Department of Mechanical Engineering, University of Isfahan, Isfahan, Iran  
 Department of Mechanical Engineering, University of Isfahan, Isfahan, Iran  
 Department of Mechanical Engineering, University of Isfahan, Isfahan, Iran

## Abstract

Regarding to the vast application of composite materials in the modern and advanced industries, accurately predicting the fracture and damage behavior of these materials is very important. Carrying out less and simple experiments leads to reducing the cost and time, therefore, designing and analyzing of the above mentioned materials need to find and applying the fracture and damage criteria. In the Iran country, these materials are more used for manufacturing the aircraft and for this reason, in this research airfoil piece is selected and simulated. For this aim, The Puck, Tsai-Wu, and Sun damage and fracture criteria are implemented into the ABAQUS commercial software, employing an implicit subroutine. After the simulation of the airfoil, the damaged zones and critical points of the airfoil are predicted by the three mentioned criteria, results of the numerical simulations are compared with the experimental results and validated. Comparison of the numerical and experimental results reveals that the predicted results of the Puck's damage criterion is closer to the practical results and is more reliable for predicting the damage in the airfoil loading test.

**Keywords:** Damage and Fracture Criteria; Composites; Airfoil Loading Test; Finite Elements Method.

## ۱- مقدمه

شورمن در سال ۱۹۹۸، با استفاده از نظریه کلاسیک چندلایه معیار شکستی را بر مبنای مدل‌های سه‌بعدی فیزیکی ارائه نمودند که به روش غیرخطی حل شده بود [۳و۲]. در این نظریه بخشی از تنش‌های پسماند، حرارتی و مدل کاهش خواص در نظر گرفته شده بود. در همین سال تسای و همکاران، بر مبنای شکست درجه دوم برهم کنشی معیار شکست خود را بیان کردند [۵و۴]. در این معیار از نظریه کلاسیک چندلایه و هم چنین از تنش‌های حرارتی با فرض مقدار مشخصی رطوبت جهت جبران کردن این تنش‌ها استفاده شده است. سان و همکاران نیز با استفاده از معیار شکست هاشین-روتوم و مدل پلاستیک هیل، برای مواد مرکب معیار شکستی را ارائه نمودند [۷و۶]. در این معیار از تئوری کلاسیک چندلایه استفاده گردیده و مدل کاهش خواص نیز به‌صورت مدل کاهش سختی فنرهای موازی بیان شده است. در این

امروزه مواد مرکب در صنایع مدرن کاربرد فراوانی داشته و پیش‌بینی دقیق رفتار آسیب و شکست آن‌ها دارای اهمیت بالایی است. انجام آزمایش‌های تجربی نیازمند صرف هزینه و زمان زیادی بوده، بنابراین، برای طراحی و تحلیل این مواد، شناخت و استفاده از معیارهای آسیب و شکست کاملاً ضروری می‌باشد. استفاده از شبیه‌سازی‌های عددی به کمک روش اجزاء محدود، کاهش هزینه‌های ناشی از آزمایش‌های تجربی را به همراه خواهد داشت.

از سال ۱۹۶۰ تاکنون در مورد معیارهای آسیب و شکست مواد مرکب تحقیقات زیادی انجام شده است. در سال ۱۹۸۰ هاشین بر مبنای مدل‌های سه‌بعدی، معیار خود را به چهار قسمت تقسیم نمود که شامل گسیختگی الیاف و ماتریس در کشش و فشار می‌باشد [۱]. پاک و

همکاران، روشی جدید برای تشخیص پارامترهای ماده را پیشنهاد کرده و سپس با مقایسه نتایج آزمایشگاهی و محاسباتی معیار شکست خود را ارائه نمودند [۳۴]. کاتانالوتی و همکاران نیز در سال ۲۰۱۳ یک معیار شکست سه بعدی برای مواد مرکب تک جهته الیافی ارائه کرده و دقت معیار شکست خود را با مقایسه نتایج آزمایشگاهی و محاسباتی تحت شرایط تنش کلی ارزیابی نمودند [۳۵]. در سال ۲۰۰۴ موسسه جهانی شکست از میان پانزده معیار شکست مربوط به مواد مرکب با انجام آزمایشات تجربی مختلف، سه معیار پاک، سان و تسای-وو را به عنوان بهترین معیارهای شکست مواد مرکب تقویت شده معرفی نمود [۳۶].

در این پژوهش ابتدا معیارهای آسیب پاک، تسای-وو و سان توسط یک زیربرنامه ضمنی یومت در نرم افزار آباکوس پیاده سازی می شوند. سپس، با استفاده از زیربرنامه فوق، آزمون بارگذاری بال هواپیما شبیه سازی گردیده، با استفاده از سه معیار فوق، مناطق آسیب دیده و مستعد شکست در بال هواپیما پیش بینی می شود. در آخر نتایج حاصل از شبیه سازی های عددی با نتایج تجربی مقایسه و اعتبارسنجی می گردد.

## ۲- معیارهای آسیب مواد مرکب

### ۱-۲ معیار پاک

در سال ۱۹۹۸ پاک با استفاده از نظریه کلاسیک چندلایه معیار شکست اولیه خود را بیان نمود [۳۷]. مطابق این معیار، شکست در مقیاس میکرومکانیک بوده و مدل کاهش خواص بعد از شکست اولیه نیز موجود می باشد. پاک در مدل کاهش خواص خود در نظر گرفت که پس از شکست اولیه ماده مرکب، خواص آن دچار کاهش شده و ماده مرکب به تدریج از بین می رود. مطابق این فرضیه، قبل از اینکه ماده مرکب به شکست نهایی برسد، یک سری آسیبها و عیوب موضعی در آن به وجود آمده که این آسیبها شامل جدایش الیاف و ماتریس، پارگی الیاف و ایجاد شدن میکروترک‌هایی درون ماتریس بوده و به صورت زیر بیان می شوند:

الف) مدهای شکست الیاف [۳۷]:

(۱) مود کششی الیاف:

$$\frac{1}{\varepsilon_{1T}} \left( \varepsilon_1 + \frac{\nu_{f12}}{E_{f1}} m_{of} \sigma_2 \right) = 1 \quad ; \quad \sigma_1 \geq 0 \quad (1)$$

اگر رابطه فوق برقرار باشد، شکست اولیه الیاف رخ داده و مدول الیاف به مدول ماتریس نزدیک می شود، بنابراین:

$$E_{11} = 1.1 * E_{22} \quad (2)$$

(۲) مود فشاری الیاف:

$$\frac{1}{\varepsilon_{1C}} * \left| \varepsilon_1 + \frac{\nu_{f12}}{E_{f1}} m_{of} \sigma_2 \right| = 1 - (10\gamma_{21})^2 \quad ; \quad \sigma_1 < 0 \quad (3)$$

زمانی که رابطه (۳) صادق باشد، شکست اولیه الیاف رخ داده و در این حالت مدول الیاف به مدول ماتریس نزدیک شده و از رابطه (۲) حاصل می گردد. در روابط (۱) تا (۳)،  $\varepsilon_{1T}$  و  $\varepsilon_{1C}$  کرنش شکست الیاف در حالت کشش و فشار،  $\nu_{f12}$  ضریب پواسون الیاف،  $E_{f1}$  مدول الیاف در جهت طولی و  $m_{of}$  ضریب بزرگنمایی تنش متوسط برای الیاف (به دلیل اختلاف بین مدول الاستیک عرضی الیاف و مدول الاستیک ماتریس در جهت عمود بر الیاف) هستند. این ضریب برای الیاف کربن ۱/۱ می باشد.

تئوری برای حالت غیرخطی نیز کاهش خواص با استفاده از یک پارامتر پلاستیسیته اعمال گردیده است.

همچنین گوتیس و همکاران، بر مبنای مقیاس میکرومکانیک و با استفاده از روش اجزاء محدود و نظریه کلاسیک چندلایه، معادلات شکست خود را در قالب دو معیار بیان کردند [۹۰]. در این نظریه از روش حل خطی استفاده شده، تنشهای پسماند و حرارتی در آن در نظر گرفته نشده است. اوج در سال ۱۹۹۸، با استفاده از روشهای طراحی خاص هوافضای انگلیس، معیار خود را بیان نمود [۱۱۰ و ۱۱۱]. در این معیار روش حل غیرخطی بوده، تنشهای پسماند و حرارتی در آن اعمال شده است. در همین سال، ولف و بوتالی بر مبنای روش انرژی کرنشی پیشینه، مدل شکستی را ارائه کردند [۱۱۲ و ۱۱۳]. در این مدل روش حل غیرخطی بوده و از تنشهای حرارتی صرف نظر شده است. روتم در سال ۱۹۹۸، بر مبنای نظریه شکست برهم کنش الیاف و ماتریس، معیار خود را بیان نمود [۱۴ و ۱۵]. روش حل در این معیار غیرخطی بوده و تنشهای حرارتی نیز در آن به حساب آمده است.

در همین سال اکولد، براساس کدهای استاندارد طراحی مخازن تحت فشار انگلیس معیار شکست خود را ارائه کرد [۱۶ و ۱۷]. در این معیار از نظریه کلاسیک چندلایه استفاده گردیده، تنشهای حرارتی و مدل کاهش خواص در آن در نظر گرفته نشده است. مک کارتنی در سال ۱۹۹۸، بر مبنای مکانیک شکست معیاری را ارائه نمود [۱۸ و ۱۹]. در این معیار از نظریه کلاسیک چندلایه استفاده گردیده و تنشهای حرارتی نیز در آن محسوب شده است. هارت-اسمیت در همین سال، با استفاده از سه شیوه نظریه تعمیم یافته ترسکا، تئوری کرنش حداکثر و قانون ده درصد، برای مواد مرکب سه معیار شکست ارائه کرد [۲۰-۲۲]. در این سه معیار از نظریه کلاسیک چندلایه استفاده گردیده و از تنشهای حرارتی صرف نظر شده است. هم چنین در همین سال زینوویو و همکاران، براساس نظریه تنش پیشینه تعمیم یافته معیار شکست خود را بیان نمودند [۲۳ و ۲۴]. در این معیار از نظریه کلاسیک چندلایه استفاده شده و شکست در مقیاس ماکرومکانیک است. کونتز و فراند در سال ۲۰۰۴، مشابه معیار شکست پاک و با استفاده از نظریه کلاسیک چندلایه و در نظر گرفتن کلیه تنشهای حرارتی، مدهای شکست خود را بیان کردند [۲۵ و ۲۶].

همچنین بوگتی و همکاران در همین سال، براساس روش کرنش حداکثر سه بعدی، معیار شکستی را بیان نمودند [۲۷ و ۲۸]. در این معیار از نظریه کلاسیک چندلایه استفاده گردیده و تنشهای حرارتی در آن در نظر گرفته نشده است. هوانگ نیز در سال ۲۰۰۴، با استفاده از روشهای میکرومکانیک معیار خود را ارائه کرد [۲۹ و ۳۰]. در این معیار از نظریه کلاسیک چندلایه استفاده شده و تنشهای حرارتی نیز برای برخی موارد در نظر گرفته شده است. در همین سال میس و هانسن، براساس نظریه میکرومکانیک محیطهای پیوسته چندگانه مدل شکستی را پیشنهاد دادند [۳۱ و ۳۲]. در این مدل از نظریه کلاسیک چندلایه و نظریه اجزاء محدود استفاده گردیده و تنشهای حرارتی در برخی موارد نیز به کار گرفته شده است.

به علاوه، مک کارتی و همکاران در سال ۲۰۱۰ مطالعه ای تجربی بر روی لایه کربن با رزین اپوکسی برای توصیف رفتار آن انجام داده و با استفاده از معیار شکست کرنش حداکثر، رفتار تنش برشی در داخل صفحه را پیش بینی نمودند [۳۳]. هم چنین در سال ۲۰۱۲ ریبیرو و

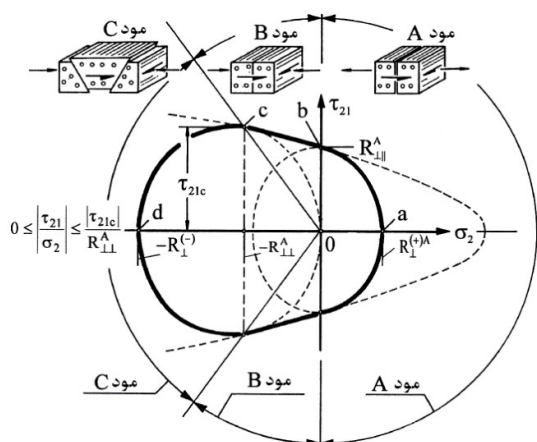
پارامترهای مورد استفاده در روابط بالا به شرح زیر می باشند:

$$\sigma_2 \geq 0: P_{\perp\parallel}^+ = -\left(\frac{d\tau_{21}}{d\sigma_2}\right)\sigma_2=0 - \quad (11)$$

$$\sigma_2 < 0: P_{\perp\parallel}^- = -\left(\frac{d\tau_{21}}{d\sigma_2}\right)\sigma_2=0 - \quad (11)$$

$$\begin{cases} R_{\perp\perp}^A = \frac{S_{21}}{2 * P_{\perp\parallel}^-} \left( \left( 1 + 2 * P_{\perp\parallel}^- * \frac{Y_C}{S_{21}} \right)^{\frac{1}{2}} - 1 \right) \\ P_{\perp\perp}^- = P_{\perp\parallel}^- * \frac{R_{\perp\perp}^A}{S_{21}}, \tau_{21c} = S_{21} (1 + (2 * P_{\perp\perp}^-))^{\frac{1}{2}} \end{cases} \quad (11)$$

مودهای مختلف این معیار در شکل ۱ نشان داده شده است.



شکل ۱- مودهای مختلف معیار پاک [۲]

### ۲-۲- معیار تسای-وو

تسای و وو، معیار شکست خود را بدون در نظر گرفتن مودهای شکست مختلف، با بیان کردن یک معادله مرتبه دوم ارائه نمودند. در این معیار از تئوری کلاسیک چندلایه استفاده شده، تنش‌های پسماند و حرارتی نیز در آن در نظر گرفته شده است. معیار فوق کاملاً تجربی بوده و در حالت دوعبدهی به صورت زیر بیان می شود [۵و۴]:

$$\begin{cases} \left( \frac{\sigma_1}{X_T X_C} \right)^2 + \left( \frac{\sigma_2}{Y_T Y_C} \right)^2 + \left( \frac{1}{X_T} - \frac{1}{X_C} \right) \sigma_1 + \left( \frac{1}{Y_T} - \frac{1}{Y_C} \right) \sigma_2 + \left( \frac{2 * F_{12}^* * \sigma_1 \sigma_2}{\sqrt{X_T X_C Y_T Y_C}} \right) + \left( \frac{\tau_{12}}{S_{12}} \right)^2 = 1 \\ F_{12}^* = \frac{F_{12}}{\sqrt{F_{11} F_{22}}}, \quad -1 \leq F_{12}^* \leq 1 \end{cases} \quad (12)$$

در صورتی که معادله (۱۲) صادق باشد، به دلیل در اختیار داشتن تنها یک معادله، علامت کرنش در راستای عمود بر الیاف، مود شکست الیاف و ماتریس را مشخص کرده و مودهای شکست به صورت زیر بیان می گردند:

(۱) مود شکست الیاف ( $\epsilon_2 < 0$ ) [۵و۴]:

در این حالت پارامترهای زیر کاهش می یابند:

$$\begin{cases} E_1 = E_f * E_1^0, & E_2 = E_f * E_2^0 \\ G_{12} = E_f * G_{12}^0, & \nu_{12} = E_f * \nu_{12}^0 \end{cases} \quad (13)$$

(۲) مود شکست ماتریس ( $\epsilon_2 \geq 0$ ) [۵و۴]:

(ب) مودهای شکست ماتریس [۳و۲]:

(۱) مود A ( $\sigma_2 \geq 0$ ):

$$\begin{cases} \left( \left( \frac{\tau_{21}}{S_{21}} \right)^2 + \left( 1 - P_{\perp\parallel}^+ * \frac{Y_T}{S_{21}} \right)^2 * \left( \frac{\sigma_2}{Y_T} \right)^2 \right)^{\frac{1}{2}} + P_{\perp\parallel}^+ * \frac{\sigma_2}{S_{21}} = 1 - \left| \frac{\sigma_1}{\sigma_{1D}} \right| \\ \theta_{fp} = 0 \end{cases} \quad (4)$$

زمانی که رابطه اخیر برقرار باشد، مدول‌های الاستیک  $E_{\perp S}$  و  $G_{\perp\parallel S}$  کاهش پیدا می کند. لذا، رابطه زیر حاصل می گردد:

$$\begin{cases} E_{\perp} = \eta_{\perp} * E_{\perp S} \\ G_{\perp\parallel} = \eta_{\perp\parallel} * G_{\perp\parallel S} \end{cases} \quad (5)$$

$E_{\perp S}$  و  $G_{\perp\parallel S}$  مدول‌های الاستیک اولیه و  $E_{\perp}$  و  $G_{\perp\parallel}$  مدول‌های الاستیک کاهش یافته است. زمانی که  $f_E > 1$  است، کاهش خواص ایجاد شده و رابطه (۶) برقرار می شود:

$$\begin{cases} \eta_{\perp} = \eta_E = \frac{1 - \eta_{rE}}{1 + C_E * (f_E - 1)^{\xi_E}} + \eta_{rE} \\ \eta_{\perp\parallel} = \eta_G = \frac{1 - \eta_{rG}}{1 + C_G * (f_E - 1)^{\xi_G}} + \eta_{rG} \\ f_E (IFF) = \frac{\sigma_2}{R_{\perp}^{(t)}}, \quad R_{\perp}^{(t)} = Y_T \end{cases} \quad (6)$$

$C_E, \xi_E, \eta_{rE}, C_G, \xi_G, \eta_{rG}$  ضرایب ثابت ماده هستند که برای دو ماده مرکب کربن و شیشه در جدول ۱ آورده شده است [۳۷].

جدول ۱- ضرایب پاک برای ماده مرکب کربن و کولار [۳۷]

پارامترهای ماده	کولار		کربن	
	$E_{\perp}$	$G_{\perp\parallel}$	$E_{\perp}$	$G_{\perp\parallel}$
C	۵/۳	۰/۸۱۱	۵/۳	۰/۹۵
$\xi$	۱/۳۵	۱/۳۵	۱/۳	۱/۱۷
$\eta_r$	۰/۴۳۷	۰/۴۳۷	۰/۰۳	۰/۶۷

(۲) مود B:

$$\begin{cases} \left( \frac{1}{S_{12}} \left( (\tau_{21})^2 + (1 - P_{\perp\parallel}^- * \sigma_2)^2 \right) \right)^{\frac{1}{2}} + P_{\perp\parallel}^- * \sigma_2 = 1 - \left| \frac{\sigma_1}{\sigma_{1D}} \right| \\ \sigma_2 < 0, \quad 0 \leq \left| \frac{\sigma_2}{\tau_{21}} \right| \leq \frac{R_{\perp\perp}^A}{|\tau_{21c}|} \end{cases} \quad (7)$$

در رابطه (۷)، به دلیل این که تنش برشی  $\tau_{21}$  عامل اصلی شکست است، پس تنها مدول برشی کاهش پیدا کرده و این کاهش به صورت ضریب کاهش مدول برشی و معادل ۰/۸ در نظر گرفته می شود. بنابراین می توان نوشت:

$$G_{\perp\parallel} = 0.8 * G_{\perp\parallel S} \quad (8)$$

(۳) مود C:

$$\begin{cases} \left( \left( \frac{\tau_{21}}{2(1 + P_{\perp\perp}^+) * S_{21}} \right)^2 + \left( \frac{\sigma_2}{Y_C} \right)^2 \right) \frac{Y_C}{(-\sigma_2)} = 1 - \left| \frac{\sigma_1}{\sigma_{1D}} \right| \\ \sigma_2 < 0, \quad 0 \leq \left| \frac{\tau_{21}}{\sigma_2} \right| \leq \frac{|\tau_{21c}|}{R_{\perp\perp}^A} \end{cases} \quad (9)$$

در صورتی که رابطه (۹) برقرار باشد، مدول‌های الاستیک  $E_{\perp S}$  و  $G_{\perp\parallel S}$  نیز با ضریب کاهش ۰/۲ کاهش یافته و به صورت معادله (۱۰) اصلاح می گردند:

$$\begin{cases} E_{\perp} = 0.8 * E_{\perp S} \\ G_{\perp\parallel} = 0.8 * G_{\perp\parallel S} \end{cases} \quad (10)$$

$$E_2 = E_2^0 * \exp(-\alpha_E * \lambda) \quad (21)$$

(5) مود شکست برشی:

$$\tau_{12} = S_{12} \quad (22)$$

چنانچه معادله (22) صادق باشد، خواص به صورت زیر کاهش یافته و رابطه (23) حاصل خواهد شد:

$$G_{12} = G_{12}^0 * \exp(-\alpha_G * \lambda) \quad (23)$$

(6) مود شکست ترکیبی:

$$\left(\frac{\sigma_2}{Y}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 = 1 \quad (24)$$

علاوه بر این، در صورتی که معادله (24) برقرار باشد، خواص به صورت زیر کاهش خواهد یافت:

$$\begin{cases} E_2 = E_2^0 * \exp(-\alpha_E * \lambda) \\ G_{12} = G_{12}^0 * \exp(-\alpha_G * \lambda) \end{cases} \quad (25)$$

$\lambda$  چگالی ترک بی بعد شده و  $\alpha_E$  و  $\alpha_G$  ضرایبی هستند که توسط روش اجزاء محدود تعیین گردیده و برای ماده مرکب کربن و کولار در جدول 3 ارائه شده اند [6].

جدول 3- ضرایب سان برای ماده

مرکب کربن و کولار [6]

پارامترهای ماده	کولار	کربن
$\alpha_E$	۱/۶۴	۱/۶۴
$\alpha_G$	۰/۹۲	۰/۹۲
$\lambda$	۰/۵	۰/۵

### ۳- ملاحظات عملی

#### ۳-۱- بارگذاری بال

پس از طراحی اولیه هر سازه هوایی جهت اطمینان از صحت روند طراحی، اجزای سازه تحت آزمایش‌های بارگذاری لازم قرار می‌گیرند. از مهم‌ترین اجزای هواپیما می‌توان به بال اشاره کرد که تحت آزمایش بارگذاری استاتیکی و دینامیکی قرار داده می‌شود. در آزمایش بارگذاری استاتیکی بال، بارگذاری آیرودینامیکی که به صورت توزیع نیروی برآ به بال وارد می‌گردد، به بارهای نقطه‌ای تبدیل شده و توسط سیستم آزمایش به بال اعمال می‌گردد. یکی از سیستم‌های اصولی و رایج، سیستم درخت بار می‌باشد. لازمه چنین سیستمی تخمین بارگذاری آیرودینامیکی با بارهای متمرکز، تعیین تعداد بار متمرکز مطلوب، محل اعمال بار به بال و تعیین بهترین نقاط نصب کرنش‌سنج‌ها می‌باشد.

بال یک پرنده در عین حال که لازم است نیروی برای مورد نیاز پرواز را تامین کند، باید قادر به تحمل بارهای بحرانی وارده بر خود نیز باشد. بنابراین سازه بال علاوه بر قیود آیرودینامیکی، باید قیود مربوط به پاکت پروازی را نیز برآورده نموده و لذا سازه بال از اهمیت ویژه‌ای برخوردار است. در روند طراحی سازه بال، ابتدا بحرانی‌ترین بارهای وارده به سازه از نمودار V-n استخراج شده و سپس نحوه بارگذاری وارده به بال تعیین گردیده که عواملی چون نوع بال، مقطع و هندسه بر آن موثر خواهد بود. در طراحی سازه می‌توان از روش‌ها و الگوریتم‌های مختلفی بهره برد اما پایه و اساس تمامی روش‌ها بر پایه حلقه ارتباطی آیرودینامیک و سازه بنا شده است. در این حلقه ارتباطی، نتایج حاصل از تحلیل آیرودینامیک بال به سازه اولیه اعمال گردیده و سپس نتایج حاصل از تحلیل سازه که باعث تغییر در هندسه بال می‌شود، مجدداً توسط آیرودینامیک مورد

در این حالت نیز پارامترهای ذیل کاهش می‌یابند:

$$\begin{cases} E_2 = E_y * E_2^0 & , & G_{12} = E_s * G_{12}^0 \\ \nu_{12} = E_M * \nu_{12}^0 & , & \frac{X_C}{X_C^0} = \left(\frac{E_s}{E_s^0}\right)^n \\ & & F_{12} = E_M * F_{12}^0 \end{cases} \quad (14)$$

لازم به ذکر است که اگر ابتدا مود شکست لیاف رخ دهد، امکان رخ دادن مود شکست ماتریس وجود نداشته اما زمانی که در ابتدا مود شکست ماتریس اتفاق بیفتد، مود شکست لیاف نیز می‌تواند رخ دهد که در این صورت پارامترها به صورت زیر کاهش می‌یابند:

$$\begin{cases} E_1 = E_f * E_1^0 & , & E_2 = E_f * E_y * E_2^0 \\ G_{12} = E_f * E_s * G_{12}^0 & , & \nu_{12} = E_f * E_M * \nu_{12}^0 \\ \frac{X_C}{X_C^0} = \left(\frac{E_s}{E_s^0}\right)^n & , & F_{12} = E_M * F_{12}^0 \end{cases} \quad (15)$$

در معادله فوق،  $E_1^0, E_2^0, G_{12}^0, F_{12}^0, \nu_{12}^0, X_C^0$  پارامترهای قبل از شکست و  $E_1, E_2, G_{12}, F_{12}, \nu_{12}, X_C$  پارامترهای کاهش یافته بعد از شکست هستند. جدول ۲ ثابت‌های معیار تسای-وو برای ماده مرکب کربن و کولار را بیان می‌کند [4].

جدول ۲- ضرایب تسای-وو برای

ماده مرکب کربن و کولار [4]

پارامترهای ماده	کولار	کربن
$E_m$	۰/۱۵	۰/۱۵
$E_f$	۰/۰۱	۰/۰۱
$E_y$	۰/۱۸	۰/۲
$E_s$	۰/۱۹	۰/۲۲
$F_{xy}$	-۰/۵	-۰/۵
$n$	۰/۱	۰/۱

#### ۳-۲- معیار سان

سان، با استفاده از معیار شکست هاشین-روتتم و مدل پلاستیک هیل، معیار شکست خود را ارائه نمود [6]. در این معیار از تئوری کلاسیک چندلایه استفاده گردیده و مدل کاهش خواص نیز در آن به صورت مدل کاهش سختی فنرهای موازی بیان شده است. همچنین در حالت غیرخطی نیز، کاهش خواص با استفاده از یک پارامتر پلاستیسیته در نظر گرفته شده است.

مودهای شکست این معیار به صورت زیر است [6]:

(۱) مود شکست کششی طولی:

$$\sigma_1 = X_T \quad (16)$$

(۲) مود شکست فشاری طولی:

$$\sigma_1 = X_C \quad (17)$$

(۳) مود شکست کششی عرضی:

$$\sigma_2 = Y_T \quad (18)$$

در صورت برقراری معادله (18) خواص به صورت زیر کاهش می‌یابد:

$$E_2 = E_2^0 * \exp(-\alpha_E * \lambda) \quad (19)$$

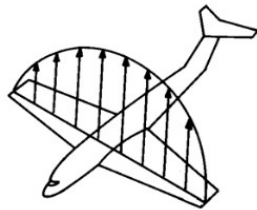
(۴) مود شکست فشاری عرضی:

$$\sigma_2 = Y_C \quad (20)$$

در صورت برقراری معادله (20) خواص کاهش یافته و معادله زیر حاصل می‌گردد:

### ۳-۳- تبدیل بارگذاری گسترده به متمرکز

در فرایند شبیه‌سازی بار آیرودینامیک با بارهای متمرکز، ابتدا بار آیرودینامیک ناشی از توزیع فشار پیرامون بال، به‌گونه‌ای تخمین زده می‌شود که با حداقل پیچیدگی توسط سیستم شاخه‌ای قابل اعمال باشد. از روش‌های تخمین بار آیرودینامیک که در طراحی اولیه سازه بال هواپیماها به‌ویژه هواپیماهای فوق سبک کاربرد دارد، می‌توان به تخمین توزیع بار به سه روش توزیع خطی، بیضوی و توزیع شرنک اشاره نمود [۴۲]. مطابق شکل ۳، در این روش‌ها توزیع بار آیرودینامیک به صورت دوبعدی و در طول بال در نظر گرفته شده و محل اعمال آن روی خط یک چهارم وتر خواهد بود.



شکل ۳- بارگذاری دو بعدی در راستای طول بال [۴۱]

پس از تخمین بار آیرودینامیک، سیستم بارگذاری شاخه‌ای طراحی می‌گردد. اولین مسأله‌ای که در این زمینه مطرح است، تعداد مقاطع بار متمرکز مورد استفاده در انتقال بار آیرودینامیک گسترده به بال می‌باشد. بدیهی است هر چه تعداد مقاطع مورد استفاده بیشتر باشد، بارگذاری استاتیکی به بارگذاری گسترده آیرودینامیکی نزدیک‌تر گردیده و نتایج دقیق‌تری حاصل خواهد شد. با توجه به این‌که سه تئوری توزیع بار فوق اختلاف چندانی با یکدیگر ندارند، در این تحقیق، به منظور کاهش حجم محاسبات، از توزیع خطی استفاده شده و توزیع بار آیرودینامیک از فرمول زیر محاسبه می‌گردد [۴۳]:

$$W(y) = \frac{2L \left[ 1 + \frac{2y(tr-1)}{b} \right]}{(1+tr)b} \quad (26)$$

$W(y)$  تابع توزیع نیروی برآ،  $y$  محور در جهت طول بال،  $b$  طول بال<sup>۱</sup>،  $L$  نیروی برآ و  $tr$  نسبت باریک شونده‌گی بال<sup>۲</sup> است که از رابطه‌ی زیر تعیین می‌شود [۴۳]:

$$tr = \frac{C_t}{C_r} \quad (27)$$

$C_r$  وتر ریشه<sup>۳</sup> و  $C_t$  وتر نوک<sup>۴</sup> بوده و نیروی برآی وارد بر بال در حالت پرواز مستقیم برابر وزن هواپیما و در حالت بیشینه از معادله ذیل تعیین خواهد شد [۴۳]:

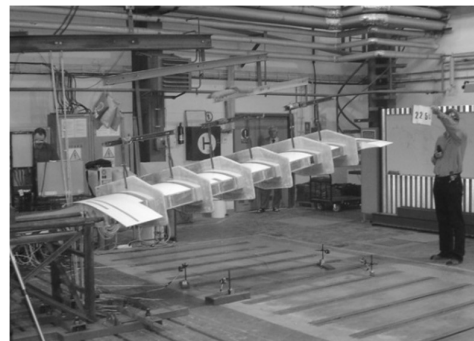
$$L = n_{S,F} \times n_1 \times W \quad (28)$$

هم‌چنین،  $n_{S,F}$  ضریب ایمنی<sup>۵</sup> و  $n_1$  ضریب بار<sup>۶</sup> می‌باشند.

تحلیل قرار گرفته و این روند تا رسیدن به سازه مطلوب ادامه می‌یابد [۳۸]. پس از فرآیند طراحی، سازه بال تحت بارگذاری استاتیکی قرار خواهد گرفت که این مرحله جهت رعایت شرایط آزمایش و اطمینان از صحت عملکرد سازه الزامی است [۳۹]. در این مرحله بارگذاری آیرودینامیکی با بارگذاری متمرکز در چند مقطع جایگزین شده و نقاط بحرانی بال تعیین و بهترین محل نصب کرنش‌سنج‌ها مشخص می‌شود [۴۰ و ۴۱]. به همین دلیل نحوه شبیه‌سازی بار آیرودینامیکی با بارهای متمرکز که بتواند نزدیک‌ترین توزیع نیرویی را ایجاد نموده و هم‌چنین بهترین محل نصب کرنش‌سنج‌ها که کمترین خطای ممکن بین هر دو توزیع بار را نشان دهد بسیار مهم می‌باشند. با انجام آزمون عملی، مقدار کرنش در محل کرنش‌سنج‌ها اندازه‌گیری شده و با کرنش‌های پیش‌بینی شده از شبیه‌سازی‌های عددی مقایسه می‌گردد.

### ۳-۲- بارگذاری شاخه‌ای

در انتقال بارهای آیرودینامیک به بال می‌توان از روش‌های متنوعی استفاده نمود. یکی از روش‌های رایج و معتبر در این زمینه استفاده از سیستم بارگذاری شاخه‌ای می‌باشد. در این سیستم پس از شبیه‌سازی، سیستم شاخه‌ای طراحی از طریق محاسبه مقدار و مکان بار آیرودینامیک با بارهای متمرکز طراحی می‌گردد. مبنای طراحی شاخه‌ای سیستم بر دو اصل تعادل نیرویی و گشتاوری استوار بوده که بر مبنای همین دو اصل، طول مجهول شاخه‌ها محاسبه خواهد شد. آزادی حرکت بازوهای برابر سیستم نسبت به یکدیگر، باعث برقراری تعادل نیرویی و گشتاوری می‌گردد. بنابراین هر شاخه در محل اتصال به شاخه فوقانی کاملاً آزادی حرکت خواهد داشت و کل مجموعه شاخه‌ها به سیستم اعمال بار متصل خواهد گردید. در محل اتصال زیرشاخه‌ها به بال نیز، از نیروسنج استفاده شده تا در طول روند آزمایش، بارهای متمرکز در مقاطع مختلف به دقت ثبت گردند. در شکل ۲ نمایی از یک سیستم بارگذاری شاخه‌ای نشان داده شده است. بارگذاری در این روش مرحله به مرحله و تدریجی تا شکست بال ادامه یافته و در هر مرحله خیز و تغییرات بال به دقت ثبت می‌گردد. در این پژوهش آزمایش بر روی بال هواپیما NACA 64A010 در ۹ نیروی مختلف (۹۰۰، ۱۱، ۷۱۶، ۶۴۶، ۵۵۶، ۴۶۶، ۳۸۰، ۲۰۳ و ۸۵ کیلوگرم) با استفاده از بارگذاری شاخه‌ای انجام شد.



شکل ۲- نمایی از سیستم بارگذاری شاخه‌ای مورد استفاده

<sup>1</sup>Span wing

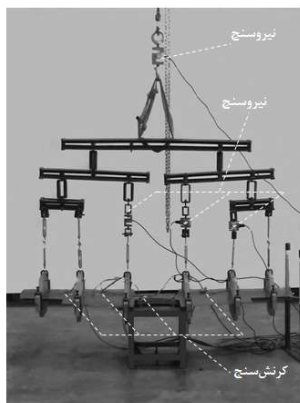
<sup>2</sup>Taper ratio

<sup>3</sup>Root chord

<sup>4</sup>Tip chord

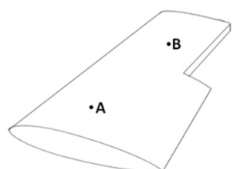
<sup>5</sup>Safety factor

<sup>6</sup>Load factor

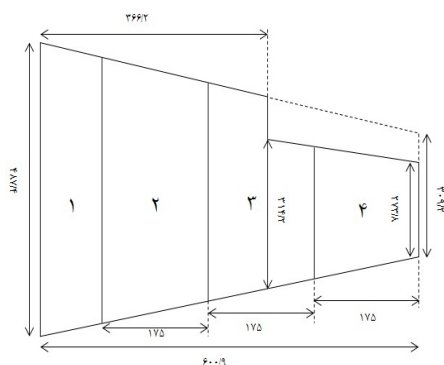


شکل ۴- بارگذاری بال، ثبت اطلاعات نیروها و کرنش‌ها

هم‌چنین مطابق شکل ۵، در نقطه A از سه کرنش‌سنج (۲،۳ و ۴) در زوایای صفر، ۴۵ و ۹۰ و در نقطه B از یک کرنش‌سنج با زاویه صفر استفاده گردید. خروجی کلیه نیروسنج‌ها و کرنش‌سنج‌ها به دستگاه ثبت اطلاعات متصل شده و در هنگام اعمال نیرو به‌صورت تدریجی اعداد ذخیره گردیدند. شکل ۶ ابعاد بال هواپیما به‌همراه شماره‌گذاری نواحی مختلف با لایه‌چینی متفاوت را نشان می‌دهد. بال مذکور شامل ۴ ناحیه بوده که هر ناحیه از لایه‌چینی متفاوتی تشکیل شده است. این لایه‌چینی‌ها (به ضخامت ۰/۱۲۵ میلی‌متر) که با حروف الف تا د مشخص شده‌اند در جدول‌های ۵ و ۶ ارائه گردیده‌اند. به‌عنوان مثال در جدول ۵، عبارت C-K(0,90) یعنی لایه‌ای که از ترکیب کربن و کولار با زاویه ۰ و ۹۰ تشکیل شده است. لازم به‌ذکر است در هر ناحیه لایه‌های هر ستون (به‌ترتیب از بالا به پایین) مطابق آن‌چه در جدول ۶ بیان گردیده، چیده شده است. به‌عنوان نمونه در ناحیه ۱ لایه‌های چیده شده به‌ترتیب C-K(0,90)، C(0,90)، C-K(±45)، C(0,90)، C-K(0,90)، C(0,90)، C-K(±45)، C(±45)، C(0,90) و C-K(0,90) هستند.



شکل ۵- محل نصب کرنش‌سنج‌ها بر روی بال



شکل ۶- ابعاد بال هواپیما (بر حسب میلی‌متر) همراه با شماره‌گذاری نواحی با لایه‌چینی مختلف

با انجام آزمایش‌های عملی به روش سیستم بارگذاری شاخه‌ای در شرکت هواپیماسازی ایران (هسا)، اطلاعات مربوط به هواپیمای سبک مورد آزمایش به‌صورت جدول ۴ تعیین شد [۴۴]. با استفاده از داده‌های فوق، توزیع بار آیرودینامیک به‌صورت دوزنقه‌ای حاصل می‌گردد. کمیتی که در بارگذاری شاخه‌ای اندازه‌گیری می‌شود، میزان کرنش در هر نقطه از بال بوده که توسط کرنش‌سنج‌های نصب شده بر روی بال قابل اندازه‌گیری است. این کرنش‌ها، ناشی از تنش اعمالی به بال است که در اثر گشتاور نیروی گسترده وارده ایجاد می‌گردد. بنابراین در بارگذاری شاخه‌ای، ایجاد توزیع یکنواخت گشتاور از اهمیت بالایی برخوردار است. با توجه به این‌که کرنش در هر نقطه ناشی از گشتاور در آن نقطه است، پس کرنش‌سنج‌ها باید در نقاطی قرار بگیرند که کمترین خطای گشتاور نسبت به حالت واقعی وجود داشته باشد. بنابراین برای شبیه‌سازی بار آیرودینامیک کافی است که توزیع گشتاور وارد بر بال مشابه توزیع گشتاور ناشی از بار آیرودینامیک گردد.

جدول ۴- اطلاعات مربوط به هواپیمای سبک مورد آزمایش با سیستم

بارگذاری شاخه‌ای [۴۴]			
$m(kg)$	$C_1(m)$	$C_2(m)$	$b/2(m)$
۵۰	۰/۲۶	۰/۶	۰/۸۷۵

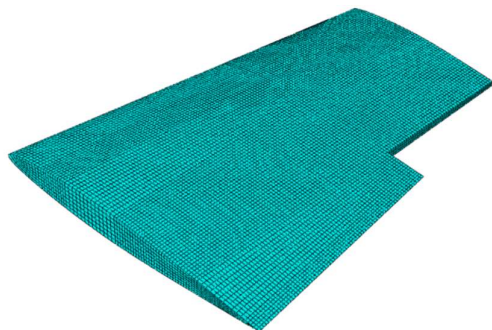
نحوه محاسبه گشتاور گسترده در معادله (۲۹) آورده شده است [۴۳]:

$$M(y) = \iint W(y) dy dy \quad (29)$$

نظر به این‌که ایجاد چنین توزیع یکنواختی نیاز به بارگذاری المان به المان دارد، بنابراین عملاً مدل کردن چنین توزیعی در آزمایش غیرممکن بوده، اما می‌توان با خطایی اندک توزیعی بسیار نزدیک به توزیع فوق ایجاد کرده و از نتایج آن با اطمینان کامل استفاده نمود. هرچه تعداد نقاط بار نقطه‌ای بیشتر باشد، آزمایش به واقعیت نزدیک‌تر بوده لذا در طراحی بهتر است انتخابی بهینه در نظر گرفته شود تا باعث پیچیدگی آزمایش نگردیده و در نتایج آزمایش خللی وارد نشود. در آزمون حاضر با توجه به طول بال و امکانات عملی موجود، انتخاب سه مقطع بارگذاری در هر نیمه بال امکان‌پذیر بوده و خطای موجود در تبدیل نمودن بار گسترده به نقطه‌ای، تاثیری در نتایج اعتبارسنجی معیارهای شکست نخواهد داشت.

### ۴-۳- انجام آزمون بارگذاری

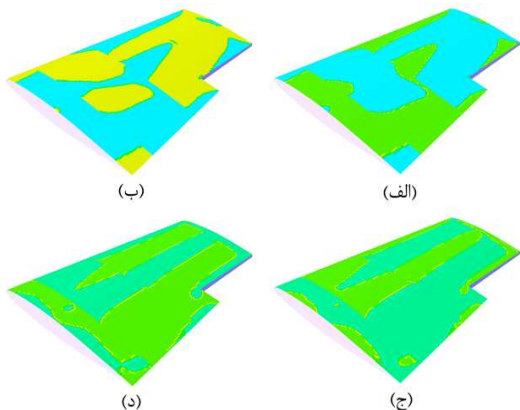
برای انجام آزمون بارگذاری، ابتدا طراحی درخت بار بر اساس اندازه‌های موجود انجام شده و به‌منظور کنترل نیروهای اعمالی و اندازه‌گیری نیروها از ۴ عدد نیروسنج کششی S شکل استفاده گردید. به‌همین منظور نیروسنج بزرگتر که قادر به سنجش ۲ تن بار است، در بالاترین نقطه درخت قرار گرفت تا بتواند نیروی کل اعمالی را اندازه‌گیری نماید. اگرچه در یک طرف بال سه نیروسنج لازم است اما به‌دلیل برابری نیروها، مطابق شکل ۴ در یک شاخه از دو نیروسنج استفاده گردید. علاوه بر این یک نیروسنج شاهد در سمت دیگر بال قرار داده شد که از تطابق اعداد سمت چپ و راست اطمینان حاصل گردد. در خط کرنش حداکثر بر روی پوسته بال که در آن بال دارای بیشترین ضخامت است، سه عدد کرنش‌سنج در یک سمت و یک عدد دیگر به‌عنوان شاهد در طرف مقابل قرار داده شد.



شکل ۸- نحوه المان بندی بال هواپیما

#### ۴-۱- نتایج عددی و مقایسه با نتایج عملی

معیار شکست سان قادر به پیش بینی مدهای شکست بوده که نتایج آن در شکل ۹ ارائه شده است. مطابق شکل، بخش های (الف) و (ب) مدهای شکست الیاف در کشش و فشار را نشان می دهد. در قسمت (الف) رنگ سبز بیانگر رخ دادن مود شکست بوده و رنگ آبی نواحی سالم را نشان می دهد. در قسمت (ب) نیز رنگ زرد نمایشگر اتفاق افتادن مود شکست بوده و رنگ آبی نواحی سالم را مشخص می کند. هم چنین بخش های (ج) و (د) مدهای شکست ماتریس در کشش و فشار را آشکار نموده و رنگ سبز بیانگر رخ دادن مود شکست و رنگ آبی نواحی سالم را نشان می دهد.



شکل ۹- نتایج پیش بینی مدهای شکست توسط معیار سان: (الف) الیاف در کشش، (ب) الیاف در فشار، (ج) ماتریس در کشش و (د) ماتریس در فشار

هم چنین شکل ۱۰ نتایج پیش بینی مدهای شکست الیاف توسط معیار پاک را برای دو حالت کشش و فشار نشان می دهد. در قسمت (الف) رنگ سبز نمایشگر اتفاق افتادن مود شکست بوده و رنگ آبی نواحی سالم را نشان می دهد. در قسمت (ب) نیز رنگ زرد بیانگر اتفاق افتادن مود شکست بوده و رنگ سبز نواحی سالم را مشخص می کند.

جدول ۵- نام گذاری لایه چینی های مختلف بال هواپیما

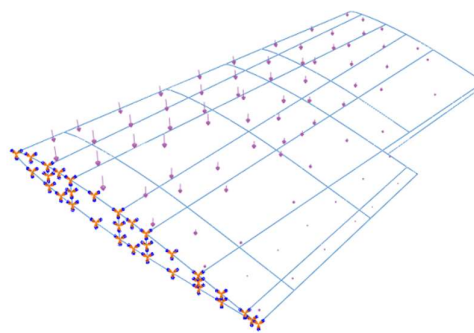
الف	ب	ج	د
C-	C-	C-	C-
K(۰,۹۰)	K(±۴۵)	K(۰,۹۰)	K(۰,۹۰)
C(۰,۹۰)	C(±۴۵)	C(۰,۹۰)	C(۰,۹۰)
C-	***	***	***
K(±۴۵)	***	***	***
C(۰,۹۰)	***	***	***

جدول ۶- لایه چینی نواحی مختلف بال هواپیما

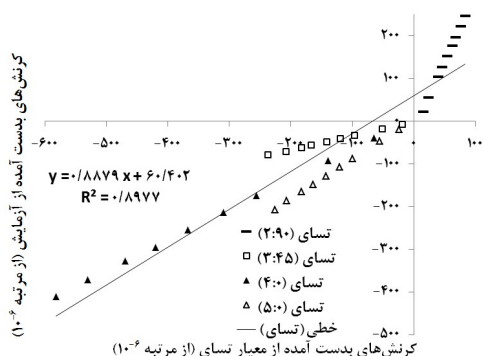
شماره ناحیه	نحوه لایه چینی			
	الف	ب	ج	د
۱	***	***	***	***
۲	***	***	***	-
۳	***	***	-	-
۴	***	-	-	-

#### ۴- شبیه سازی های اجزاء محدود

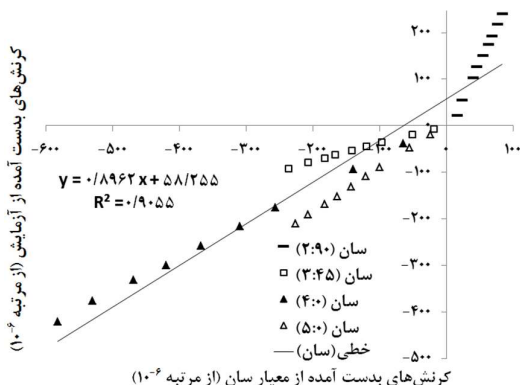
آزمون بارگذاری بال هواپیما که در بخش های قبل توضیح داده شد، در نرم افزار اجزاء محدود آباکوس شبیه سازی گردید. به همین منظور، ابتدا هندسه بال مطابق شکل ۶ ایجاد شده، چیدمان لایه ها و خواص آن-ها مطابق جدول های ۱، ۵ و ۶ تعریف گردید. سپس، یک طرف بال کاملاً مقید شده و مطابق توضیحات قبل بارگذاری گردید. برای المان بندی نیز از تعداد ۱۸۶۲۶ المان مربعی پوسته ای مرتبه دوم (S8R) استفاده شد. شکل های ۷ و ۸ به ترتیب مدل بال هواپیما به همراه شرایط مرزی بارهای وارده و نحوه المان بندی را نشان می دهند. با انجام تحلیل توسط زیر برنامه های ضمنی پیاده سازی شده در نرم افزار، مدهای شکست با استفاده از شبیه سازی های عددی و سه معیار شکست مواد مرکب پاک، تسای-وو و سان همراه با مدل کاهش خواص بعد از شکست اولیه، پیش بینی گردیده و نتایج عددی حاصل شد. در بخش بعد، نتایج عددی حاصله و مقایسه آن با نتایج تجربی ارائه می گردد.



شکل ۷- مدل بال هواپیما به همراه شرایط مرزی و بارهای وارده



شکل ۱۳- نتایج معیار تسای-وو و نتایج عملی

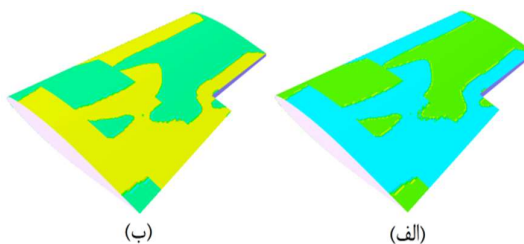


شکل ۱۴- نتایج معیار سان و نتایج عملی

نقاط بارگذاری و زاویه آنها در راهنمای هر شکل مشخص شده‌اند. به- عنوان مثال منظور از عبارت پاک (۲:۹۰) نقطه دوم در زاویه ۹۰ درجه با استفاده از پیش‌بینی معیار پاک می باشد. مطابق شکل‌های فوق، روند تغییرات نتایج حاصل از این سه معیار تا حدودی مشابه یکدیگر بوده، اما با نگاهی دقیق‌تر تفاوت‌هایی بین آن‌ها آشکار می‌شود. مقایسه نتایج عددی و عملی نشان می‌دهد که نتایج پیش‌بینی معیار پاک نسبت به دو معیار دیگر تطابق بیشتری با نتایج تجربی داشته و به‌کارگیری این معیار در شبیه‌سازی ها نتایج واقع‌بینانه‌تری را حاصل خواهد کرد. حداکثر میزان خطای معیار پاک در بال هواپیما در حدود ۶/۴۲٪ بوده که نسبت به دیگر معیارها مقدار کمتری داشته و از دقت بالاتری برخوردار است. بنابراین، نتایج پیش‌بینی معیار آسیب پاک به نتایج عملی نزدیک‌تر بوده و برای پیش‌بینی آسیب در آزمون بارگذاری بال هواپیما مورد اطمینان بیشتری است.

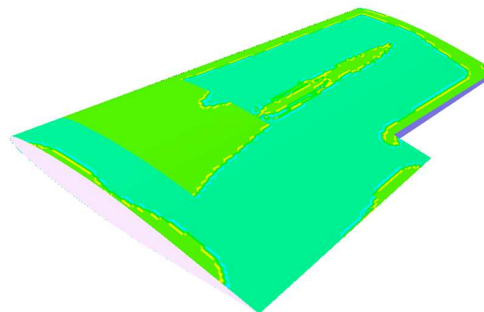
### ۵- نتیجه‌گیری

به‌دلیل کاربرد روز افزون مواد مرکب در صنایع مختلف به خصوص صنایع هوافضا و امکان تخریب در آن‌ها، پیش‌بینی آسیب و شکست این مواد منجر به کاهش هزینه و زمان خواهد گردید. با توجه به استفاده از مواد مرکب در ساخت هواپیما، در این تحقیق یکی از مهم‌ترین قطعات یعنی بال هواپیما انتخاب گردیده و شبیه‌سازی شد. برای رسیدن به این هدف معیارهای آسیب و شکست پاک، تسای-وو و سان توسط یک



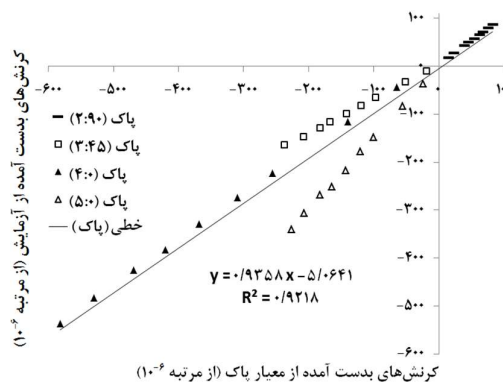
شکل ۱۰- نتایج پیش‌بینی مودهای شکست الیاف توسط معیار شکست پاک: (الف) کشش و (ب) فشار

شکل ۱۱، نتایج پیش‌بینی مود شکست رخ داده در ماتریس توسط معیار شکست پاک را آشکار می‌نماید که رنگ سبز نشان دهنده اتفاق افتادن مود شکست بوده و رنگ آبی نواحی سالم را نشان می‌دهد.



شکل ۱۱- نتیجه پیش‌بینی مود شکست ماتریس توسط معیار پاک

لازم به‌ذکر است که معیار شکست تسای-وو هیچ‌گونه شکستی را در بال پیش‌بینی نمی‌کند. علاوه بر پیش‌بینی مودهای شکست، مقادیر کرنش در نقاطی که کرنش‌سنج‌ها نصب گردید با استفاده از سه معیار فوق محاسبه شده و با نتایج عملی حاصل از آزمون بارگذاری بال هواپیما مقایسه گردید. نتایج حاصل از این مقایسه‌ها در شکل‌های ۱۲ تا ۱۴ ارائه شده است. برای مقایسه بهتر در شکل‌های فوق، رگرسیون خطی بین داده‌های تجربی و عددی انجام گردیده که اختلاف شیب تا عدد ۱ (خط ۴۵ درجه یعنی حالت بدون خطا و تطابق کامل نتایج عددی و تجربی) برابر خطای هر معیار در نظر گرفته می‌شود.



شکل ۱۲- نتایج معیار پاک و نتایج عملی



[17] G.C. Eckold, "Failure criteria for use in the design environment", *Composite Science and Technology*, Vol.62. pp.1561-1570, 2002.

[18] McCartney L.N., Predicting transverse crack formation in cross plylaminates, *Composite Science and Technology*, Vol.58. pp.1069-1081, 1998.

[19] McCartney L.N., Predicting of ply crack formation and failure in laminates, *Composite Science and Technology*, Vol.62. pp.1619-1631, 2002.

[20] Hart-Smith L.J., predictions of the original and truncated maximum strain failure models for certain fibrous composite laminates, *Composite Science and Technology*, Vol.58. pp.1151-1178, 1998.

[21] Hart-Smith L.J., predictions of a generalized maximum shear stress failure criterion for certain fibrous composite laminates, *Composite Science and Technology*, Vol.58. pp.1179-1208, 1998.

[22] Hart-Smith L.J., Expanding the capabilities of the Ten-Percent Rule for predicting the strength of fiber polymer composites, *Composite Science and Technology*, Vol.62. pp.1515-1544, 2002.

[23] Zinoviev P.A., Grigoriev S.V., Lebedeva O.V., Tairova L.P., The strength of multilayered composites under a plane stress state, *Composite Science and Technology*, Vol.58. pp.1209-1223, 1998.

[24] Zinoviev P.A., Lebedeva O.V., Tairova L.P., A coupled analysis of experimental and theoretical results on the deformation and failure of composite laminates under a state of plane stress, *Composite Science and Technology*, Vol.62. pp.1711-1723, 2002.

[25] Cuntze R.G., Freund A., The predictive capability of failure mode concept based strength criteria for multidirectional laminates, *Composite Science and Technology*, Vol.64. pp.343-377, 2004.

[26] Cuntze R.G., The predictive capability of failure mode concept based strength criteria for multidirectional laminates-part B, *Composite Science and Technology*, Vol.64. pp.487-516, 2004.

[27] Bogetti T.A., Hoppel C.P.R., Harik V.M., Newill J.F., Burns B.P., Predicting the nonlinear response and progressive failure of composite laminates, *Composite Science and Technology*, Vol.64. pp.329-342, 2004.

[28] Bogetti T.A., Hoppel C.P.R., Harik V.M., Newill J.F., Predicting the nonlinear response and failure of composite laminates: correlation with experimental results, *Composite Science and Technology*, Vol.64. pp.477-485, 2004.

[29] Huang Z.M., A bridging model prediction of the ultimate strength of composite laminates subjected to biaxial loads, *Composite Science and Technology*, Vol.64. pp.395-448, 2004.

[30] Huang Z.M., Correlation of the bridging model predictions of the biaxial failure strengths of fibrous laminates with experiments, *Composite Science and Technology*, Vol.64. pp.529-548, 2004.

[31] Mayes J.S., Hansen A.C., Composite laminate failure analysis using multicontinuum theory, *Composite Science and Technology*, Vol.64. pp.379-394, 2004.

[32] Mayes J.S., Hansen A.C., A comparison of multicontinuum theory based failure simulation with experimental results, *Composite Science and Technology*, Vol.64. pp.517-527, 2004.

[33] McCarthy C.T., O'Higgins R.M., Frizzell R.M., A cubic spline implementation of non-linear shear behavior in three-dimensional progressive damage models for composite laminates, *Composite Structures*, Vol.62. pp.173-181, 2010.

[34] Ribeiro M.L., Tita V., Vandepitte D., "A new damage model for composite laminates", *Composite Structures*, vol.94. pp.635-642, 2012.

[35] Catalanotti G., Camanho P.P., Marques A.T., Three-dimensional failure criteria for fiber-reinforced laminates, *Composite Structures*, Vol.95. pp.63-79, 2013.

[36] Hinton M.J., Kaddour A.S., Soden P.D., Failure Criteria in Fibre Reinforced Polymer Composites: The World-Wide Failure Exercise, 2004.

[37] Knops M., Gradual failure in fiber/polymer laminates, *Composite Science and Technology*, Vol.66. pp.616-625, 2006.

[38] Michael C.Y., composite Aircraft structures, HongKong, 1996.

[39] Andrew M.L., William L., Deflection-Based Aircraft Structural Loads Estimation With Comparison to Flight, NASA Dryden Flight Research Center, 2005.

زیربرنامه بومت در نرم افزار آباکوس پیاده سازی شده و مناطق آسیب دیده و مستعد شکست در بال هواپیما مطابق سه معیار فوق پیش بینی گردید. با انجام آزمون تجربی و در اختیار داشتن نتایج عملی، نتایج حاصل از شبیه سازی های عددی با نتایج تجربی مقایسه و اعتبارسنجی شد. مقایسه نتایج عددی و عملی آشکار نمود که روند تغییرات نتایج حاصل از این سه معیار تا حدودی مشابه یکدیگر بوده اما نتایج پیش بینی معیار آسیب پاک به نتایج عملی نزدیک تر بوده و برای پیش بینی آسیب در آزمون بارگذاری بال هواپیما مورد اطمینان بیشتری است. هم چنین لازم به ذکر است که مطابق معیار شکست تسای-وو، هیچ گونه شکستی در بال پیش بینی نگردید.

## ۶- مراجع

[1] Hashin Z., Failure Criteria for Unidirectional Fiber Composites, *Journal of Applied Mechanics*, Vol.47, pp.329-334, 1980.

[2] Puck A., Schurmann H., Failure analysis of FRP laminates by means of physically based phenomenological models, *Composite Science and Technology*, Vol.58, pp.1045-1067, 1998.

[3] Puck A., Schurmann H., Failure analysis of FRP laminates by means of physically based phenomenological models, *Composite Science and Technology*, Vol.62, pp.1633-1662, 1998.

[4] Liu K.S., Tsai S.W., A Progressive quadratic failure criterion for a laminate, *Composite Science and Technology*, Vol.58, pp.1023-1032, 1998.

[5] Kuraishi A., Tsai S.W., Liu K.S., A Progressive quadratic failure criterion-Part B, *Composite Science and Technology*, Vol.62, pp.1683-1695, 2002.

[6] Sun C.T., Tao J., Prediction of failure envelopes and stress/strain behavior of composite laminates, *Composite Science and Technology*, Vol.58, pp.1125-1136, 1998.

[7] Sun C.T., Tao J., Kaddour A.S., The prediction of failure envelopes and stress/strain behavior of composite laminates: comparison with experimental results, *Composite Science and Technology*, Vol.62, pp.1673-1682, 2002.

[8] Gotis P. K., Chamis C. C., Minnetyan L., Prediction of composite laminate fracture: micromechanics and progressive fracture, *Composite Science and Technology*, Vol.58, pp.1137-1149, 1998.

[9] Gotis P. K., Chamis C. C., Minnetyan L., Application of progressive fracture analysis for predicting failure envelopes and stress/strain behaviors of composite laminates: a comparison with experimental results, *Composite Science and Technology*, Vol.62, pp.1545-1559, 2002.

[10] Edge E.C., Stress based Grant-Sanders method for predicting failure of composite laminates, *Composite Science and Technology*, Vol.58, pp.1033-1041, 1998.

[11] Edge E.C., A comparison of theory and experiment for the stress based Grand-Sanders method, *Composite Science and Technology*, Vol.62, pp.1571-1589, 2002.

[12] Wolfe W.E., Butalia T.S., A strain energy based failure criterion for nonlinear analysis of composite laminates subjected to biaxial loading, *Composite Science and Technology*, Vol.58, pp.1107-1124, 1998.

[13] Butalia T.S., Wolfe W.E., A strain energy based nonlinear failure criterion: comparison of numerical predictions and experimental observations for symmetric composite laminates, *Composite Science and Technology*, Vol.62, pp.1697-1710, 2002.

[14] Rotem A., Prediction of laminate failure with the Rotem failure criterion, *Composite Science and Technology*, Vol. 58, pp.1083-1094, 1998.

[15] Rotem A., The Rotem failure criterion: theory and practice, *Composite Science and Technology*, vol. 62, pp.1663-1671, 2002.

[16] Eckold G.C., Failure criteria for use in the design environment, *Composite Science and Technology*, Vol.58. pp.1095-1105, 1998.

- [40] Skopinski T.H., Aiken W.S., Huston W.B., Calibration of Strain-Gage Installations in Aircraft Structures for the Measurement of Flight Loads, NACA Report 1178, 1954.
- [41] Kong C.W., Park J.S., Cho J.H., Hong C.S., C.G. Kim, Testing and Analysis of Downscaled Composite Wing Box, Journal of aircraft, Vol. 39, No. 3, May-June 2002.
- [42] Raymer D.P., Aircraft Design: A Conceptual Approach, AIAA, 1992.
- [43] Holman M., Composite Aircraft Design, published by Martin Holman, 1993.
- [44] ربیعیان نجفآبادی حمید ضیادی محسن، تعیین بهترین محل نصب کرنش‌سنج‌ها، تعداد و مکان بارهای متمرکز با توجه به خطای شبیه‌سازی بار بال در طراحی درخت بار، نهمین کنفرانس انجمن هوافضای ایران، بهمن ماه ۱۳۸۸.