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

وحيد پورعبدالله قهفرخي	کارشناس ارشد، گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه اصفهان، اصفهان، ایران
فرهاد حاجى ابوطالبى*	استادیار، گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه اصفهان، اصفهان، ایران
حمید بهشتی	دانشیار، گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه اصفهان، اصفهان، ایران
حميد ربيعيان نجف آبادي	کارشناس ارشد، گروه مهندسی مکانیک، دانشگاه اصفهان، اصفهان، ایران

چکیدہ

با توجه به گستردگی کاربرد مواد مرکب در صنایع مدرن و پیشرفته، پیش,بینی 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 شبیه سازی 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 می گردند. مقایسه نتایج عددی و عملی آشکار میکند که نتایج پیش,بینی معیار آسیب پاک به نتایج عملی نزدیکتر بوده و برای پیشینی آسیب در آزمون بارگذاری بال هواپیما مورد اطمینان بیشتری است. **واژههای کلیدی:** میراهای آسیب و شکست، مواد مرکب، آزمون بارگذاری بال هواپیما، روش اجزار میران ها میران است.

Comparison of Three Composite Failure Criteria, using Airfoil Loading Test

V. Pourabdollah	Department of Mechanical Engineering, University of Isfahan, Isfahan, Iran
F. Haji Aboutalebi	Department of Mechanical Engineering, University of Isfahan, Isfahan, Iran
H. Beheshti	Department of Mechanical Engineering, University of Isfahan, Isfahan, Iran
H. Rabieian	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

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 کاملا 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

شورمن در سال ۱۹۹۸، با استفاده از نظریه کلاسیک چندالیه معیار شکستی را بر مبنای مدلهای سهبعدی فیزیکی ارائه نمودند که به روش غیرخطی حل شده بود [۲و۳]. 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 [۴و۵]. در این معیار از نظریه کلاسیک رطوبت جهت جبران کردن این تنشها استفاده شده است. سان و همکاران نیز با استفاده از معیار شکست ها شودند [۶و۲]. در این هیل، برای مواد مرکب معیار شکستی را ارائه نمودند [۶و۲]. در این معیار از تئوری کلاسیک چندالیه استفاده گردیده و مدل کاهش خواص نیز بهصورت مدل کاهش سختی فنرهای موازی بیان شده است. در این

[®] نویسنده مکاتبه کننده، آدرس پست الکترونیکی: f.hajiaboutalebi@eng.ui.ac.ir تاریخ دریافت: ۹۵/۰۴/۲۷ تاریخ پذیرش: ۶/۲۶/۲۰

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 [۸و۹]. در این نظریه از روش حل خطی استفاده شده، تنش های پسماند و حرارتی در آن در نظر گرفته نشده است. ادج در سال ۱۹۹۸، با استفاده از روش های طراحی خاص هوافضای انگلیس، معیار خود را بیان نمود [۱۰و۱۱]. در این معیار روش حل غیرخطی بوده، تنش های پسماند و حرارتی در آن این معیار روش حل غیرخطی بوده، تنش های پسماند و در این مدل اوش حل غیرخطی بوده تنش های حرارتی صوف نظر شده است. کرنشی بیشینه، مدل شکستی را ارائه کردند [۲۱و۳]. در این مدل روش حل غیرخطی بوده و از تنش های حرارتی صرف نظر شده است. ماتریس، معیار خود را بیان نمود [۱۰و۱۵]. روش حل در این معیار غیرخطی بوده و تنش های 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 [۱۷و۱۲]. در این معیار از نظریه کلاسیک چندلایه استفاده گردیده، تنشهای حرارتی و مدل کاهش خواص در آن در نظر گرفته نشده است. مککارتنی در سال ۱۹۹۸، بر مبنای مکانیک شکست معیاری را ارائه نمود [۱۹و۱۹]. 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 شيوه نظريه تعميم يافته ترسكا، تئورى كرنش حداكثر 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 تنش-های حرارتی صرف نظر شده است. هم چنین در همین سال زینوویو و همکاران، براساس نظریه تنش بیشینه تعمیم یافته معیار شکست خود را بیان نمودند [۲۴و۲۴]. 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، مودهای شکست خود را بیان کردند [۲۵م۲۶].

همچنین بوگتی و همکاران در همین سال، براساس روش کرنش حداکثر سهبعدی، معیار شکستی را بیان نمودند [۲۸و۲۸]. در این معیار از نظریه کلاسیک چندلایه استفاده گردیده و تنش های حرارتی در آن در نظر گرفته نشده است. هوانگ نیز در سال ۲۰۰۴، با استفاده از روشهای میکرومکانیک معیار خود را ارائه کرد [۲۹و۳۰]. 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، برخی موارد در نظر گرفته شده است. در همین سال میس و هانسن، نظریه اجزاء محدود استفاده گردیده و تنشهای حرارتی در برخی موارد نظریه اجزاء محدود استفاده گردیده و تنشهای حرارتی در برخی موارد نیز به کار گرفته شده است.

به علاوه، مککارتی و همکاران در سال ۲۰۱۰ مطالعه ی 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 پیشبینی نمودند [۳۳]. همچنین در سال ۲۰۱۲ ریبیرو 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 سهبعدی برای مواد مرکب تک جهته الیافی ارائه کرده و دقت شکست نفیست 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 [۳8]. در این پژوهش ابتدا معیارهای آسیب پاک، تسای-وو و سان توسط یک زیربرنامه ضمنی یومت در نرمافزار آباکوس پیادهسازی می شوند. سپس، با استفاده از زیربرنامه فوق، آزمون بارگذاری بال هواپیما شبیهسازی گردیده، با استفاده از سه معیار فوق، مناطق آسیب دیده و مستعد شکست در بال هواپیما پیشبینی میشود. در آخر نتایج حاصل از شبیهسازیهای عددی با نتایج تجربی مقایسه و اعتبارسنجی می گردد.

۲- معیارهای آسیب مواد مرکب ۲-۱ معیار یاک

در سال ۱۹۹۸ پاک با استفاده از نظریه کلاسیک چندلایه معیار شکست اولیه خود را بیان نمود [۲و۳]. مطابق این معیار، شکست در مقیاس میکرومکانیک بوده و مدل کاهش خواص بعد از شکست اولیه نیز موجود میباشد. 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 میرود. مطابق این فرضیه، قبل از اینکه ماده مرکب به شکست نهایی برسد، یک سری آسیبها و عیوب موضعی در آن بهوجود آمده که این آسیبها شامل جدایش الیاف و ماتریس، پارگی الیاف و ایجاد شدن میکروتر کهایی درون ماتریس بوده و به صورت زیر بیان می شوند:

ف) مودهای شکست الیاف [۲و٣]:
۱) مود کششی الیاف:
$$\frac{1}{\varepsilon_{1T}} \left(\varepsilon_1 + \frac{\nu_{f12}}{E_{f1}} m_{of} \sigma_2 \right) = 1 \quad : \quad \sigma_1 \ge 0$$

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

$$\frac{1}{\varepsilon_{1C}} * \left| \varepsilon_1 + \frac{\nu_{f12}}{E_{f1}} m_{of} \sigma_2 \right| = 1 - (10\gamma_{21})^2 : \sigma_1 < 0 \tag{(7)}$$

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)، T_{13} و T_{23} کرنش شکست الیاف در حالت کشش و فشار، V_{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.

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

$$\sigma_2 \ge \sigma_2 = (\sigma_2, \tau_{12})$$
 شیب منحنی (σ_2, τ_{12}) زمانی که $P_{\perp\parallel}^+ = -(\frac{d\tau_{21}}{d\sigma_2})\sigma_{2=0} - .0$
 $\sigma_2 < \sigma_2, \tau_{12}$ شیب منحنی (σ_2, τ_{12}) زمانی که $P_{\perp\parallel}^- = -(\frac{d\tau_{21}}{c_2})\sigma_{2=0} - .0$

$$(d\sigma_2)^{-1} (d\sigma_2)^{-1} (d\sigma_$$

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



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 کاملا تجربی بوده و در حالت دوبعدی بهصورت زیر بیان میشود [۴و۵]:

$$\begin{cases} \left(\frac{\sigma_1}{X_T X_C}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_2}{Y_T Y_C}\right)^2 + \left(\frac{1}{X_T} - \frac{1}{X_C}\right)\sigma_1 + \\ \left(\frac{1}{Y_T} - \frac{1}{Y_C}\right)\sigma_2 + \left(\frac{2*F_{12}^**\sigma_1\sigma_2}{\sqrt{X_T X_C Y_T Y_C}}\right) + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 = 1 \\ F_{12}^* = \frac{F_{12}}{\sqrt{F_{11}F_{22}}} \quad , \qquad -1 \le F_{12}^* \le 1 \end{cases}$$
(17)

در صورتی که معادله (۱۲) صادق باشد، بهدلیل 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 (
$$E_2 < 0$$
) (\mathcal{F}_2 :
در این حالت پارامترهای زیر کاهش مییابند:
 $E_1 = E_f * E_1^0$, $E_2 = E_f * E_2^0$
 $G_{12} = E_f * G_{12}^0$, $v_{12} = E_f * v_{12}^0$ (۱۳)

۲) مود شکست ماتریس ($\epsilon_2 \leq \epsilon_2$) [ϵ_2]:

ب) مودهای شکست ماتریس [۲و۳]: ۱) مود A ($\sigma_2 \geq 0$) (۱

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

زمانی که رابطه اخیر برقرار باشد، مدول های الاستیک $(E_{22})E_{1S}$ و $(E_{22})E_{1S}$ و $(G_{12})G_{\perp\parallel S}$ $E_{\perp} = \eta_{\perp} * E_{1S}$ (۵) $G_{\perp\parallel} = \eta_{\perp\parallel} * G_{\perp\parallel S}$ (۵)

و $B_{\perp ||} = E_{\perp ||}$ مدول الاستیک اولیه و $E_{\perp} = E_{\perp ||}$ مدول الاستیک $E_{\perp ||}$ کاهش یافته است. زمانی که $f_E > 1$ است، کاهش خواص ایجاد شده و رابطه (۶) برقرار می شود:

$$\begin{cases} \eta_{\perp} = \eta_{E} = \frac{1 - \eta_{rE}}{1 + C_{E} * (f_{E} - 1)^{\xi_{E}}} + \eta_{rE} \\ \eta_{\perp\parallel} = \eta_{G} = \frac{1 - \eta_{rG}}{1 + C_{G} * (f_{E} - 1)^{\xi_{G}}} + \eta_{rG} \\ f_{E}(IFF) = \frac{\sigma_{2}}{R_{\perp}^{(t)}} , \quad R_{\perp}^{(t)} = Y_{T} \end{cases}$$
(\$\$

دو η_{rG} و η_{rG} ضرایب ثابت ماده هستند که برای دو δ_{c} ، δ_{c} ، δ_{rE} ، δ_{E} ، δ_{c} ماده مرکب کربن و شیشه در جدول ۱ آورده شده است [۳۷].

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

ن	كرب	ار	كول	پارامترهای
E_{\perp}	$G_{\perp \parallel}$	E_{\perp}	$G_{\perp \parallel}$	مادہ
۵/۳	۰/۹۵	۵/۳	۰/۸۱۱	С
۱/۳	1/14	۳/۷	١/٣۵	ξ
۰/۰۳	۰/۶۷	٠/٠٣	•/۴۳۷	η_r

۲) مود B:

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

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

در صورتی که رابطه (۹) برقرار باشد، مدولهای الاستیک $E_{\rm LS}$ و $G_{\rm LS}$ نیز با ضریب کاهشی ۲/۰ کاهش یافته و بهصورت معادله (۱۰) اصلاح می گردند:

$$\begin{cases} E_{\perp} = 0.8 * E_{\perp S} \\ G_{\perp \parallel} = 0.8 * G_{\perp \parallel S} \end{cases}$$
(1.)

در این حالت نیز پارامترهای ذیل کاهش مییابند:

$$\begin{cases} E_2 = E_y * E_2^0 , & G_{12} = E_s * G_{12}^0 \\ \nu_{12} = E_M * \nu_{12}^0 , & \frac{X_C}{X_C^0} = (\frac{E_s}{E_s^0})^n \\ F_{12} = E_M * F_{12}^0 \end{cases}$$
(1f)

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

$$\begin{cases} E_1 = E_f * E_1^0 , & E_2 = E_f * E_y * E_2^0 \\ G_{12} = E_f * E_s * G_{12}^0 , & \nu_{12} = E_f * E_M * \nu_{12}^0 \\ \frac{X_C}{X_C^0} = (\frac{E_s}{E_s^0})^n , & F_{12} = E_M * F_{12}^0 \end{cases}$$
(10)

در معادله فوق، E_1^0 ، E_2^0 ، F_{12}^0 ، F_{12}^0 ، F_{12}^0 ، E_2^0 پارامترهای قبل از شکست و E_s پارامترهای کاهش- کار شکست و E_s پارامترهای کاهش-یافته بعد از شکست هستند. جدول ۲ ثابتهای معیار تسای-وو برای ماده مرکب کربن و کولار را بیان میکند [۴].

جدول ۲- ضرایب تسای-وو برای مادہ مرکب کربن و کولار [۴]

كربن	كولار	پارامترهای ماده
۰/۱۵	۰/۱۵	E_m
۰/۰۱	• /• ١	E_{f}
۰/۲	۰/۱۸	Ey
•/٢٢	٠/١٩	Es
-•/۵	-•/۵	F_{xy}
• / ١	• / ١	п

۲-۳- معیار سان

سان، با استفاده از معیار شکست هاشین-روتم و مدل پلاستیک هیل، معیار شکست خود را ارائه نمود [۶و۷]. 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.

مود شکست فشاری طولی:
$$\sigma_1 = X_C$$
 (۱۷)

$$\sigma_2 = Y_T \tag{1}$$

در صورت برقراری معادله (۱۸) خواص به صورت زیر کاهش مییابد:

$$E_2 = E_2^0 * exp(-\alpha_E * \lambda)$$
(۱۹)
۴) مود شکست فشاری عرضی:

$$\sigma_2 = Y_C \tag{(Y •)}$$

در صورت برقراری معادله (۲۰) خواص کاهش یافته و معادله زیر حاصل میگردد:

$$E_2 = E_2^0 * exp(-\alpha_E * \lambda)$$
 (۲۱)
مود شکست برشی: (۵

$$\tau_{12} = S_{12} \tag{(YY)}$$

چنانچه معادله (۲۲) صادق باشد، خواص بهصورت زیر کاهش یافته

و رابطه (۲۳) حاصل خواهد شد:
$$G_{12} = G_{12}^0 * exp(-\alpha_G * \lambda) \tag{77}$$

(
$$\frac{\sigma_2}{Y}$$
)² + $(\frac{\tau_{12}}{S_{12}})^2 = 1$ (۲۴)

علاوه بر این، در صورتی که معادله (۲۴) برقرار باشد، خواص به-

$$\begin{cases} E_2 = E_2^0 * exp(-\alpha_E * \lambda) \\ G_{12} = G_{12}^0 * exp(-\alpha_C * \lambda) \end{cases}$$
(7a)

چگالی ترک بیبعد شده و $lpha_E$ و $lpha_G$ ضرایبی هستند که توسط λ

روش اجزاء محدود تعیین گردیده و برای ماده مرکب کربن و کولار در جدول ۳ ارائه شدهاند [۶].

جدول ۳- ضرایب سان برای ماده

مرکب کربن و کولار [۶]			
كربن	كولار	پارامترهای ماده	
1/84	1/84	α_E	
٠/٩٢	٠/٩٢	α_G	
• /۵	• /۵	λ	

۳- ملاحظات عملی

۳-۱- بارگذاری بال

 σ_1

پس از طراحی اولیه هر سازه هوایی جهت اطمینان از صحت روند طراحی، اجزای سازه تحت آزمایشهای بارگذاری لازم قرار می گیرند. از مهم ترین اجزای هواپیما می توان به بال اشاره کرد که تحت آزمایش بارگذاری استاتیکی و دینامیکی قرار داده می شود. در آزمایش بارگذاری استاتیکی بال، بارگذاری آیرودینامیکی که به صورت توزیع نیروی برآ به بال وارد می گردد، به بارهای نقطهای تبدیل شده و توسط سیستم آزمایش به بال اعمال می گردد. یکی از سیستمهای اصولی و رایچ، سیستم درخت بار می باشد. لازمه چنین سیستمی تخمین بارگذاری آیرودینامیکی با بارهای متمرکز، تعیین تعداد بار متمرکز مطلوب، محل اعمال بار به بال و تعیین بهترین نقاط نصب کرنش سنجها می باشد.

بال یک پرنده در عین حال که لازم است نیروی برآی 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 بحرانی ترین بارهای وارده به سازه ز نمودار n-V استخراج شده و سپس نحوه بارگذاری وارده به بال تعیین گردیده که عواملی چون نوع بال، مقطع و هندسه بر آن موثر خواهد بود. پایه و اساس تمامی 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 می شود، مجدداً توسط آیرودینامیک مورد بهشتي و حميد ربيعياننجفأبادي

تحلیل قرار گرفته و این روند تا رسیدن به سازه مطلوب ادامه می یابد [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 بحرانى بال تعيين و بهترين محل نصب كرنش سنجها مشخص مىشود [۴۰و۴۱]. 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 توزيع بار را نشان دهد بسيار مهم مي باشند. با انجام آزمون عملي، مقدار کرنش در محل کرنشسنجها اندازه گیری شده و با کرنشهای پیشبینی شده از شبیهسازیهای عددی مقایسه می گردد.

۳-۲- بارگذاری شاخهای

در انتقال بارهای آیرودینامیک به بال می توان 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 می گردد. مبنای طراحی شاخه ای 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 باربر سیستم نسبت به یکدیگر، باعث برقراری تعادل نیرویی و گشتاوری می گردد. بنابراین هر شاخه در محل اتصال به شاخه فوقانی کاملا 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 می گردد. در این پژوهش آزمایش بر روی بال هواپیما NACA 64A010 در ۹ نیروی مختلف (۹۰۰، ۸۱۱، ۷۱۶، ۶۴۶، ۵۵۶، ۴۶۶، ۳۸۰، ۳۰۳ و ۸۵ کیلوگرم) با استفاده از بارگذاری شاخهای انجام شد.

شکل ۲- نمایی از سیستم بارگذاری شاخهای مورد استفاده

۳–۳– تبدیل بارگذاری گسترده به متمرکز

در فرایند شبیهسازی بار آیرودینامیک با بارهای متمرکز، ابتدا بار آیرودینامیک ناشی از توزیع فشار پیرامون بال، به گونه ای تخمین زده می شود که با حداقل پیچیدگی توسط سیستم شاخه ای قابل اعمال باشد. از روشهای تخمین بار آیرودینامیک که در طراحی اولیه سازه بال هواپیماها بهویژه هواپیماهای فوق سبک کاربرد دارد، می توان به تخمین توزيع بار به سه روش توزيع خطى، بيضوى و توزيع 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 می گردد. اولین مساله ی که در این زمینه مطرح است، تعداد مقاطع بار متمرکز مورد استفاده در انتقال بار آیرودینامیک گسترده به بال می باشد. 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 این که 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 می گردد [۴۳]:

$$W(y) = \frac{2L\left[1 + \frac{2y(tr-1)}{b}\right]}{(1+tr)b}$$
(19)

'ل تابع توزیع نیروی برآ، y محور در جهت طول بال b طول بال W(y)، L نیروی برآ و tr نسبت باریک شوندگی بال^۲ است که از رابطهی زیر Lتعيين مىشود [۴۳]: (۲۷)

$$tr = \frac{C_t}{C_r}$$

وتر ریشه ${}^{"}$ وتر نوک t بوده و نیروی برآی وارد بر بال در حالت C_r پرواز مستقیم برابر وزن هواپیما و در حالت بیشینه از معادله ذیل تعیین خواهد شد [۴۳]:

$$L = n_{S.F} \times n_1 \times W$$

همچنین، $n_{S.F}$ ضریب ایمنی $^{\circ}$ و n_{1} ضریب بار $^{\circ}$ می باشند.

(۲۸)

¹Span wing ² Taper ratio ³Root chord ⁴Tip chord 5Safety factor

⁶Load factor

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 ذوزنقهای حاصل میگردد. کمیتی که در بارگذاری شاخهای اندازهگیری میشود، میزان کرنش در هر نقطه از بال بوده که توسط کرنش سنجهای نصب شده بر روی بال قابل اندازهگیری است. این کرنش ها، 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. پس کرنش سنج ها باید در نقاطی قرار بگیرند که کمترین خطای گشتاور نسبت به حالت واقعی وجود داشته باشد. بنابراین برای شبیه سازی 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]

$\frac{m(kg)}{\Delta} \cdot \frac{C_t(m)}{\sqrt{\gamma}} \cdot \frac{C_r(m)}{\sqrt{\gamma}} \frac{b/2(m)}{\sqrt{\gamma}}$				
۵۰ ۰/۲۶ ۰/۶ ۰/۸۷۵	m(kg)	$C_t(m)$	$C_r(m)$	b/2 (m)
	۵۰	۰/۲۶	• /۶	•/AV۵

نحوه محاسبه گشتاور گسترده در معادله (۲۹) آورده شده است [۴۳]: M(y) = ∬ W(y)dy dy (۲۹)

نظر به این که ایجاد چنین توزیع یکنواختی نیاز به بارگذاری المان به المان دارد، بنابراین عملا 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 نزدیک تر 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 امکان پذیر بوده و خطای موجود در تبدیل نمودن بار گسترده به نقطهای، تاثیری در نتایج اعتبارسنجی معیارهای شکست نخواهد داشت.

۳-۴- انجام آزمون بارگذاری

برای انجام آزمون بارگذاری، ابتدا طراحی درخت بار بر اساس اندازدهای موجود انجام شده و بهمنظور کنترل نیروهای اعمالی و اندازه-گیری نیروها از ۴ عدد نیروسنج کششی S شکل استفاده گردید. به-همین منظور نیروسنج بزرگتر که قادر به سنجش ۲ تن بار است، در بالاترین نقطه درخت قرار گرفت تا بتواند نیروی کل اعمالی را اندازه-گیری 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 کرنش سنج در یک سمت و یک عدد دیگر به عنوان شاهد در طرف مقابل قرار داده شد.



شکل ۴- بارگذاری بال، ثبت اطلاعات نیروها و کرنشها

همچنین مطابق شکل ۵، در نقطه A از سه کرنش سنج (۳,۲۰ و۴) در زوایای صفر، ۴۵ و ۹۰ و در نقطه B از یک کرنش سنج با زاویه صفر استفاده گردید. خروجی کلیه نیروسنجها و کرنش سنجها به دستگاه ثبت اطلاعات متصل شده و در هنگام اعمال نیرو به صورت تدریجی اعداد ذخیره گردیدند. شکل ۶ ابعاد بال هواپیما به همراه شماره گذاری نواحی مختلف با لایه چینی متفاوت را نشان می دهد. بال مذکور شامل ۴ ناحیه بوده که هر ناحیه از لایه چینی متفاوتی تشکیل شده است. این سوده که هر ناحیه از لایه چینی متفاوتی تشکیل شده است. این شدهاند در جدول های ۵ و ۶ ارائه گردیدهاند. به عنوان مثال در جدول ۵، شدهاند در جدولهای ۵ و ۶ ارائه گردیدهاند. به عنوان مثال در جدول ۵، و ۹۰ تشکیل شده است. لازم به ذکر است در هر ناحیه لایه های هر ستون (به ترتیب از بالا به پایین) مطابق آن چه در جدول ۶ بیان گردیده، و ۹۰ تشکیل شده است. لازم به ذکر است در هر ناحیه لایه های هر ستون (به ترتیب از بالا به پایین) مطابق آن چه در جدول ۶ بیان گردیده، و ده شده است. به عنوان نمونه در ناحیه ۱ لایه های چیده شده به ترتیب ستون (به ترتیب از بالا به پایین) مطابق آن چه در محلول ۶ بیان گردیده، در در (0,90))، (C-K(±45)، (C(0,90))، (C)(0,90) در (0,90))، (C-K(±45)، (C)(0,90) در (C)(0,90)



شکل ۵- محل نصب کرنشسنجها بر روی بال



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

ول ۵- نامگذاری نانهچینیهای مختلف بال هواپیما	جدو	>
--	-----	---

٢	5	ب	الف
C-	C-	C-	C-
K(۰,۹۰)	K(±۴۵)	K(•,٩•)	K(∙,٩∙)
C (•,٩•)	C (±۴۵)	C (•, ٩•)	$C(\cdot, \mathfrak{q}, \cdot)$
***	***	***	C- K(+۴۵)
***	***	***	$C(\cdot, \mathfrak{l}, \mathfrak{l})$

ف بال هواپيما	ی نواحی مختلہ	ل ۶- لايەچينم	جدو
---------------	---------------	---------------	-----

	شماره			
د	5	ب	الف	ناحيه
***	***	***	***	١
-	***	***	***	٢
-	-	***	***	٣
-	-	-	***	۴

۴– شبیهسازیهای اجزاء محدود

آزمون بارگذاری بال هواپیما که در بخشهای قبل توضیح داده شد، در نرمافزار اجزاء محدود آباکوس شبیه سازی گردید. به همین منظور، ابتدا هندسه بال مطابق شكل ۶ ايجاد شده، چيدمان لايهها و خواص آن-ها مطابق جدولهای ۱، ۵ و ۶ تعریف گردید. سپس، یک طرف بال کاملا مقید شده و مطابق توضیحات قبل بارگذاری گردید. برای المان بندی نیز از تعداد ۱۸۶۲۶ المان مربعی پوستهای مرتبه دوم (S8R) استفاده شد. شکل های ۷ و ۸ به ترتیب مدل بال هواپیما بههمراه شرایط مرزی، بارهای وارده و نحوه المان بندی را نشان می دهند. با انجام تحلیل توسط زیربرنامههای ضمنی پیادهسازی شده در نرمافزار، مودهای شکست با استفاده از شبیهسازی 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 میگردد.



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



شکل ۸- نحوه المانبندی بال هواپیما

۱-۴- نتایج عددی و مقایسه با نتایج عملی

معیار شکست سان قادر به پیشبینی مودهای شکست بوده که نتایج آن در شکل ۹ ارائه شده است. مطابق شکل، بخشهای (الف) و (ب) مودهای شکست الیاف در کشش و فشار را نشان میدهد. 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 میکند. هم چنین بخشهای (ج) و (د) مودهای شکست ماتریس در کشش و فشار را آشکار نموده و رنگ سبز بیانگر رخ دادن مود شکست و رنگ آبی نواحي سالم را نشان ميدهد.



شکل ۹- نتایج پیش بینی مودهای شکست توسط معیار سان: الف) الياف در كشش، ب) الياف در فشار، ج) ماتريس در كشش و د) ماتريس در فشار

همچنین شکل ۱۰ نتایج پیشبینی مودهای 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 میدهد. در قسمت (ب) نیز رنگ زرد بیانگر اتفاق افتادن مود شکست بوده و رنگ سبز نواحی سالم را مشخص میکند.



شکل ۱۱، نتایج پیش بینی 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 می دهد.



شکل ۱۱- نتیجه پیش بینی 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 يعنى حالت بدون خطا و تطابق كامل نتايج عددى و تجربی) برابر خطای هر معیار در نظر گرفته می شود.



شکل ۱۲- نتایج معیار پاک و نتایج عملی



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 می شود. مقایسه نتایج عددی و عملی نشان میدهد که نتایج پیشبینی معیار پاک نسبت به دو معیار دیگر تطابق بیشتری با نتایج تجربی داشته و به کارگیری 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 [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, VBol.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 experimentaland theoretical results on the deformation and failure of composite laminates under a stateof 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 threedimensional 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., Threedimensional 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 یومت در نرمافزار آباکوس پیادهسازی شده و مناطق آسیبدیده 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 اعتبار سنجی 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 آزمون بارگذاری بال هواپیما مورد اطمینان بیشتری است. هم چنین لازم بهذکر است که مطابق معیار شکست تسای وو، هیچ گونه شکستی در بال پیش بینی نگردید.

6- 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.

پورعبداللەقهفرخى، فرهاد حاجى ابوطالبى، حميد بهشتى و حميد ربيعياننجفآبادى

Š

[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, ALAA 1002

AIAA, 1992.

[43] Holman M., Composite Aircraft Design, published by Martin Holman, 1993.

[44] ربيعيان نجف آبادي حميد ضيادي محسن، تعيين بهترين محل نصب

کرنشسنجها، تعداد و مکان بارهای متمرکز با توجه به خطای شبیهسازی بار بال